С. Н. КАН, И. А. СВЕРДЛОВ

РАСЧЕТ САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

ОБОРОНГИЗ
1953

КНИГА ДОЛЖНА БЫТЬ
ВОЗВРАЩЕНА НЕ ПОЗЖЕ
УКАЗАННОГО ЗДЕСЬ СРОКА

889 20/158
5442 10/1192

Колич. предыд. выдач _____

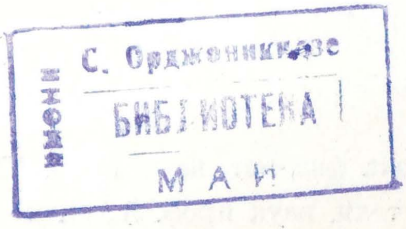
С. Н. КАН, И. А. СВЕРДЛОВ

А.18
К-19

РАСЧЕТ САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

ИЗДАНИЕ 4-е
ПЕРЕРАБОТАННОЕ

Допущено
Министерством высшего образования СССР
в качестве учебника
для авиационных вузов



ГОСУДАРСТВЕННОЕ
ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
Москва 1958

Книга является учебником по расчету самолета на прочность, переработанным и дополненным авторами по сравнению с изданием 1945 г.

В учебнике изложены вопросы определения нагрузок самолета и рассмотрены методы расчета его отдельных частей.

Содержание учебника соответствует программам курса «Расчет самолета на прочность» авиационных вузов.

Книга может быть использована как пособие при проектировании самолета в конструкторских бюро авиационных заводов и для повышения квалификации расчетчиков и конструкторов.

Рецензенты докт. физ.-мат. наук проф. **Ю. Г. Одиноков** и докт. техн. наук проф. **А. М. Черемухин**

Редактор инж. **А. М. Ярунин**

Зав. редакцией инж. *А. И. Соколов*

ПРЕДИСЛОВИЕ

За прошедшие 13 лет со дня выпуска 3-го издания нашей книги «Расчет самолета на прочность» (Оборонгиз, 1945) произошли столь значительные изменения в конструкции самолета, методике расчета его на прочность и объеме курса, что содержание учебника пришлось подвергнуть коренному изменению.

В соответствии с изменением программы курса из учебника изъяты вопросы строительной механики, вопросы, относящиеся к устаревшей технике (деревянные конструкции, конструкции с полотняной обшивкой и др.), материалы справочного характера — графики для расчета стержней, пластин и др.

В книгу вошли новые разделы: аэродинамический нагрев самолета и температурные напряжения, расчет стреловидных и треугольных крыльев и оперений, расчет шпангоутов с учетом их упругости, вибрации частей самолета и др.

Книга содержит необходимое количество примеров, что должно облегчить учащимся проработку материалов.

Гл. IX и XI написаны С. Н. Каном, гл. V и VI — И. А. Свердловым. Остальной материал книги написан совместно.

Авторы выражают благодарность докт. техн. наук проф. А. М. Черемухину и докт. физ.-мат. наук проф. Ю. Г. Одинокову за ценные замечания, сделанные ими при рецензировании книги.

ВВЕДЕНИЕ

Курс «Расчет самолета на прочность» ставит своей задачей изучение внешних нагрузок, силовых схем и методов расчета частей самолета.

Внешние нагрузки самолета влияют на его вес и прочность; для их определения в нашей стране проведены большие теоретические и экспериментальные работы. Результатом этих исследований, осуществляемых ЦАГИ, являются «Нормы прочности», по которым и определяются расчетные нагрузки частей самолета.

Известные заслуги в создании «Норм прочности» принадлежат советским ученым С. Н. Шишкину, А. И. Макаревскому, А. А. Горяинову и др. С развитием самолетостроения «Нормы прочности» непрерывно уточняются и изменяются. Это объясняется не только общим подъемом уровня науки и техники, но и тем, что с изменением скоростей полета самолета меняется характер действующих на него нагрузок. С ростом скорости существенное значение приобретает также аэродинамический нагрев самолета, который снижает прочностные свойства материала конструкции и создает дополнительные температурные напряжения.

Расчет на прочность конструкции самолета сводится к определению напряжений и деформаций ее элементов методами строительной механики. При сравнении найденных напряжений с разрушающими, а деформаций с нормированными можно судить о достаточной или недостаточной прочности и допустимой жесткости конструкции. Современные успехи в развитии методов расчета самолета на прочность в основном опираются на теорию расчета тонкостенных конструкций, разработанную советскими учеными В. Н. Беляевым, В. З. Власовым, В. Ф. Болховитиновым, А. М. Черемухиным, А. А. Уманским, Г. Г. Ростовцевым, Я. Г. Пановко, Ю. Г. Одиноковым, А. Ю. Ромашевским, Г. С. Еленевским, Л. И. Балабухом, Р. А. Ададуровым, В. Ф. Киселевым, Л. П. Винокуровым, И. Ф. Образцовым, А. Ф. Феофановым и др.

Методы расчета самолета на прочность разрабатываются в ЦАГИ, научно-исследовательских институтах, высших учебных заведениях, на заводах и в других организациях. Тесно связанные с производством советские ученые разработали оригинальные методы расчета самолета на прочность, вошедшие в повседневную расчетную практику конструкторских бюро. Например, В. Н. Беляев, опираясь на большие экспериментальные работы, проведенные в ЦАГИ, дал впервые метод расчета свободнонесущего монопланного крыла с жесткой обшивкой. Больших успехов добились советские ученые в разработке методов расчета стреловидного крыла.

При расчете конструкций частей самолета приходится заниматься и их вибрациями, так как при некоторых скоростях полета они могут стать опасными. Вопросы колебаний крыла, оперения и других частей конструкции исследованы с большой полнотой в работах советских ученых М. В. Келдыша, С. И. Кричевского, Е. П. Гроссмана и др. Благодаря этим работам и проведению больших экспериментальных исследований достигнуты значительные успехи в обеспечении безопасности полета на современных скоростных самолетах.

Глава I

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ

При подборе сечений для отдельных элементов самолета расчетные усилия определяются из внешних нагрузок, действующих на конструкцию самолета в реальных условиях его эксплуатации. Определение внешних нагрузок подробно изучается в курсах аэродинамики и динамики самолета.

По характеру действия внешние нагрузки можно разбить на две категории:

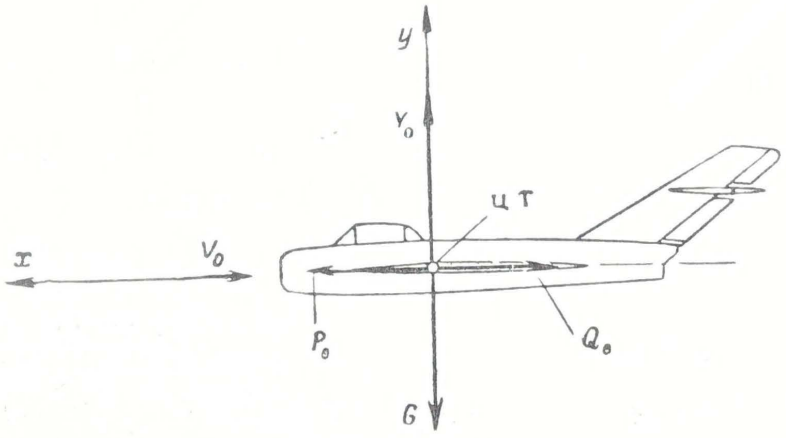
а) нагрузки, действующие на самолет и отдельные его части в полете;

б) нагрузки, действующие на самолет и отдельные его части при взлете и посадке.

Вначале рассмотрим нагрузки, действующие на самолет в полете, а в гл. XII рассмотрим нагрузки, действующие при посадке.

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

На самолет (фиг. 1) в установившемся горизонтальном полете действуют: вес самолета G, подъемная сила Y_0, лобовое сопротив-



Фиг. 1.

ление Q_0 и тяга P_0. Для удобства анализа действующих сил вводим следующие допущения:

а) тяга P_0 проходит через центр тяжести самолета и перпендикулярна подъемной силе Y_0;

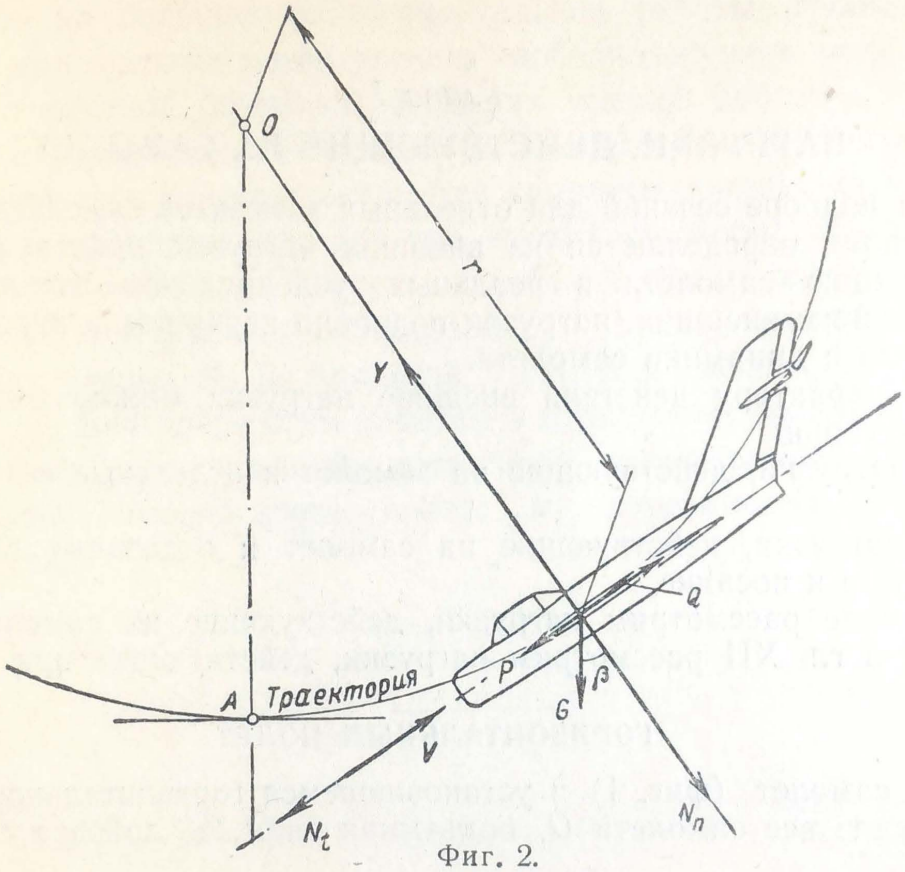
б) лобовое сопротивление Q_0 также проходит через центр тяжести самолета.

Из условия равновесия действующих сил на самолет получаем

$$Y_0 = G, \quad P_0 = Q_0.$$

КРИВОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ

В криволинейном полете в плоскости симметрии (фиг. 2) действуют те же силы, что и в горизонтальном полете: G, Q, P и Y, но



Фиг. 2.

они не находятся в равновесии. В общем случае криволинейного полета имеются два ускорения:

$j_t = \frac{dv}{dt}$ — тангенциальное ускорение, возникающее вследствие изменения скорости v по траектории;

$j_n = \frac{v^2}{r}$ — центростремительное ускорение, возникающее вследствие кривизны траектории радиуса r.

Ускорениям j_t и j_n соответствуют инерционные силы N_t и N_n:

$N_t = m \frac{dv}{dt}$ — тангенциальная инерционная сила массы самолета, действующая по касательной к траектории;

$N_n = m \frac{v^2}{r}$ — центробежная сила массы самолета, действующая по направлению радиуса r от центра кривизны Q:

$m = \frac{G}{g}$ — масса самолета.

Ввиду относительной малости производной $\frac{dv}{dt}$ в дальнейшем пренебрегаем тангенциальной инерционной силой N_t.

По принципу Даламбера действующие силы вместе с инерционными находятся в равновесии. При рассмотрении равновесия действующих сил принимаем те же допущения, что и в горизонтальном полете.

Спроектируем эти силы на направление радиуса r и приравняем сумму проекций сил нулю:

$$Y - G\cos\beta - N_n = 0$$

или

$$Y = G\cos\beta + \frac{G}{g}\frac{v^2}{r} = G\left(\cos\beta + \frac{v^2}{rg}\right).$$

При прочих равных условиях наибольшее значение Y соответствует нижней точке A траектории, когда β равна нулю и $\cos\beta$ равен единице:

$$Y = G\left(1 + \frac{v^2}{rg}\right).$$

Из этого выражения находим, что в криволинейном полете подъемная сила Y может быть и не равной весу G.

Отношение

$$\frac{Y}{G} = 1 + \frac{v^2}{rg} = n \qquad (1)$$

называется коэффициентом перегрузки или просто перегрузкой.

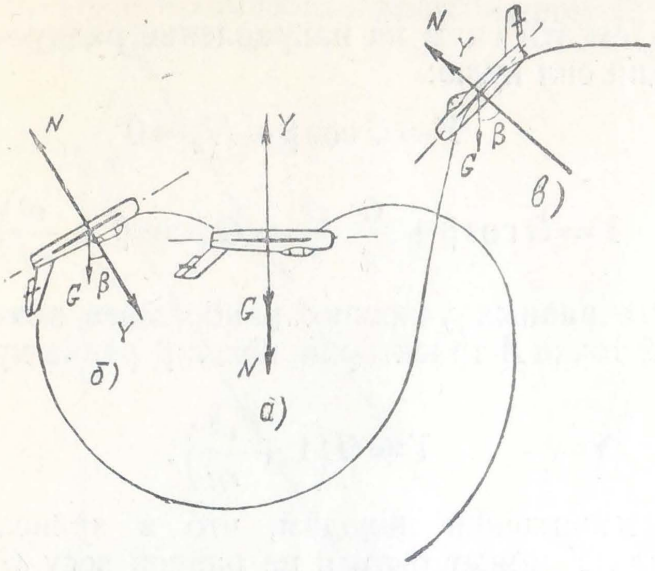
Так как в горизонтальном полете подъемная сила Y_0 равна весу самолета G, то коэффициент перегрузки n есть отношение подъемной силы самолета в рассматриваемом движении к подъемной силе в горизонтальном полете. Из формулы (1) находим, что коэффициент n примерно пропорционален v^2 и обратно пропорционален r, т. е. пропорционален ускорению $j_n = \frac{v^2}{r}$. Из формулы (1) не видно, чтобы коэффициент перегрузки зависел от веса. Но так как вес самолета влияет на его маневренность, а следовательно, и на радиус кривизны траектории полета, то очевидно, что существует связь между весом самолета и коэффициентом перегрузки.

Отметим, что перегрузка может быть меньше единицы и даже отрицательной величиной. Знак перегрузки определяет собой направление подъемной силы в криволинейном полете. Например, для первого случая полета, изображенного на фиг. 3,*а*, перегрузка будет отрицательной. Для второго (фиг. 3,*б*) и третьего (фиг. 3,*в*) случаев полета перегрузки

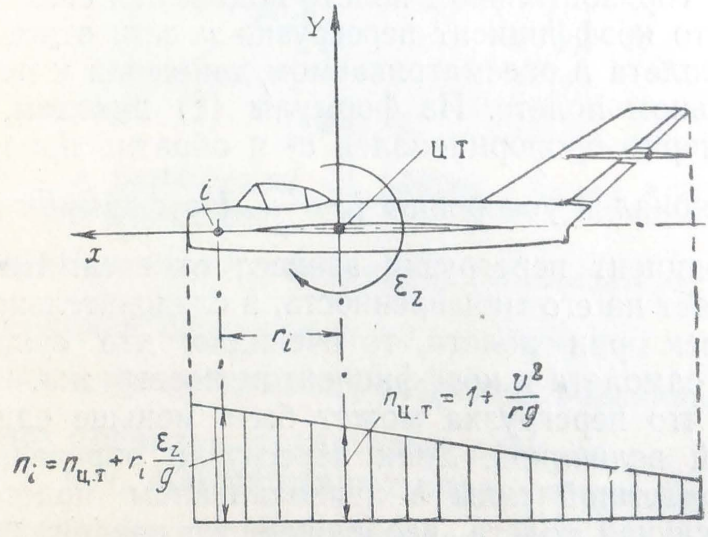
$$n_2 = \frac{v^2}{rg} - \cos\beta$$

и

$$n_3 = \cos\beta - \frac{v^2}{rg}$$


N
Y
G
β
а)
б)
в)

Фиг. 3.


Y
Ц Т
i
x
ε_z
r_i
$n_{ц.т} = 1 + \frac{v^2}{rg}$
$n_i = n_{ц.т} + r_i \frac{\varepsilon_z}{g}$

Фиг. 4.

могут быть как положительными, так и отрицательными в зависимости от параметров траектории.

По формуле (1) определяется перегрузка центра тяжести самолета $n_{ц.т}$. Для любой другой точки i (фиг. 4), находящейся на расстоянии r_i от ц. т., перегрузка будет

$$n_i = n_{ц.т} + r_i \frac{\varepsilon_z}{g}, \tag{2}$$

где ε_z — угловое ускорение самолета относительно оси z;

$$\varepsilon_z = \frac{M_z}{I_z}, \tag{3}$$

где I_z и M_z — момент инерции самолета и момент его вращения относительно оси z.

Из формулы (2) находим, что перегрузка по длине самолета меняется по линейному закону (фиг. 4).

ВЛИЯНИЕ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НА ПЕРЕГРУЗКУ

Выразим перегрузку самолета в следующем виде:

$$n = \frac{Y}{G} = \frac{c_y q}{p}, \tag{4}$$

где c_y — коэффициент подъемной силы;

$q = \frac{\rho v^2}{2}$ — скоростной напор;

$p = \frac{G}{S}$ — нагрузка на $м^2$ крыла.

Из уравнения (4) видно, что перегрузка пропорциональна c_y, квадрату скорости полета, обратно пропорциональна нагрузке на $м^2$ крыла и уменьшается с высотой полета. Заменив в уравнении (4) вес самолета выражением подъемной силы на посадке

$$G = c^{o}_{y\,max} S \frac{\rho_0 v^2_{пос}}{2}, \tag{5}$$

а скоростной напор — его максимально возможным значением

$$q_{max\,max} = \frac{\rho v^2_{max\,max}}{2},$$

получим наибольшее возможное значение перегрузки

$$n_{\max\max}=\frac{c_{y\max}}{c^0_{y\max}}\Delta\left(\frac{v_{\max\max}}{v_{\text{пос}}}\right)^2$$

или

$$n_{\max\max}=\frac{c_{y\max}}{c^0_{y\max}}\bar{p}_H\left(\frac{\mathrm{M}_{\max\max}}{\mathrm{M}_{\text{пос}}}\right)^2, \qquad (6)$$

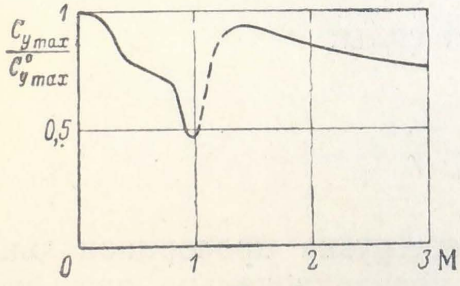
где $c_{y\max}$ — наибольшая величина коэффициента подъемной силы как функция скорости полета — числа M;

$c^0_{y\max}$ — максимальное значение коэффициента подъемной силы при малых значениях числа M;

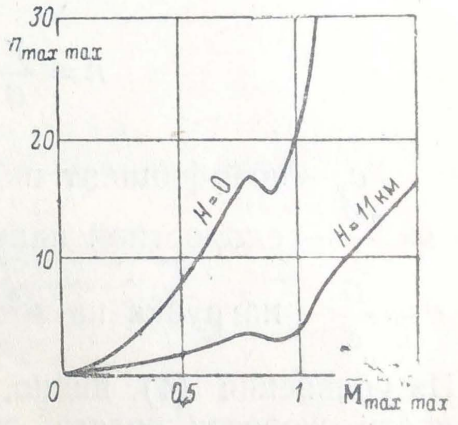
$\Delta=\frac{\rho}{\rho_0}$ и $\bar{p}_H=\frac{p_H}{p_0}$ — относительные плотность и давление воздуха на высоте H;

$\mathrm{M}_{\text{пос}}$ и $\mathrm{M}_{\max\max}$ — числа M, соответствующие посадочной скорости $v_{\text{пос}}$ без учета механизации и максимально-возможной скорости $v_{\max\max}$ — скорости пикирования.

На фиг. 5 дано отношение $\frac{c_{y\max}}{c^0_{y\max}}$ в функции числа M при $c^0_{y\max}=1{,}2$.



Фиг. 5.



Фиг. 6.

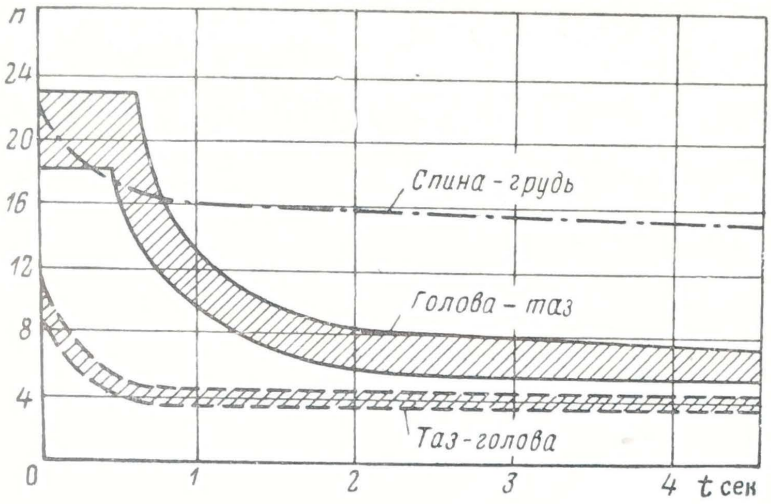
Как видно, наименьшее значение этого отношения равно примерно 0,5 при $\mathrm{M}\approx 1$. Соответствующее значение $n_{\max\max}$ при $\Delta=1$ и $v_{\text{пос}}=200$ *км/час*, согласно уравнению (6) будет

$$n_{\max\max}=0{,}5\left(\frac{1240}{200}\right)^2\approx 19.$$

При бо́льших значениях M перегрузка возрастает. На фиг. 6 изображены кривые $n_{\max\max}$ в функции $\mathrm{M}_{\max.\max}$ при $\mathrm{M}_{\text{пос}}=0{,}162$, ($v_{\text{пос}}=200$) *км/час* для высоты $H=0$ и $H=11000$ *м* ($p_{11000}\approx 0{,}22$). Из кривых видно, как изменяется перегрузка по скорости и высоте полета.

ЗАВИСИМОСТЬ ПЕРЕГРУЗКИ ОТ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА И ВЫНОСЛИВОСТИ ЛЕТЧИКА

В реальных условиях полета получить перегрузки, указанные на фиг. 6, невозможно, так как c_y увеличивается не мгновенно и скорость успевает несколько уменьшиться. Происходит это вследствие инертности самолета, его устойчивости и ограниченной несущей способности оперения. На самолетах, где в проводке управления отсутствуют усилители, физические возможности летчика ограничивают углы отклонения рулей, что также приводит к некото-



Фиг. 7.

рому уменьшению перегрузки. Для маневренных самолетов наиболее существенным ограничением перегрузки являются физиологические возможности летчика. Объясняется это тем, что летчик способен выдерживать перегрузки не выше определенных величин (около восьми). Эти величины определяются временем действия и направлением перегрузок.

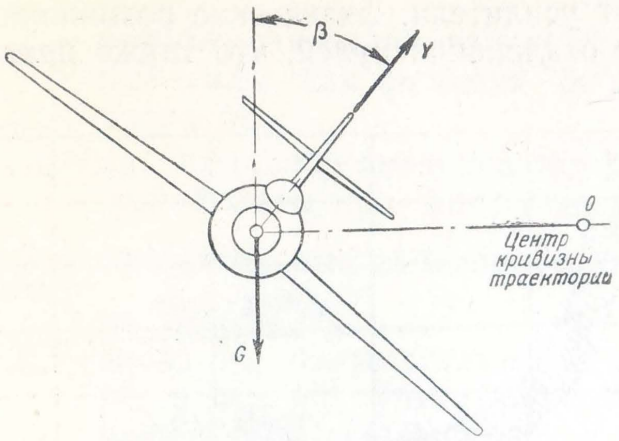
Из фиг. 7 видно, что при кратковременном действии (доли секунды) летчик способен выдержать перегрузку больше 20. Такие перегрузки возникают при катапультировании летчика. Противоперегрузочный костюм может повысить физиологические способности летчика выдерживать более высокие перегрузки.

ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ РАЗЛИЧНЫХ ФИГУР ПИЛОТАЖА

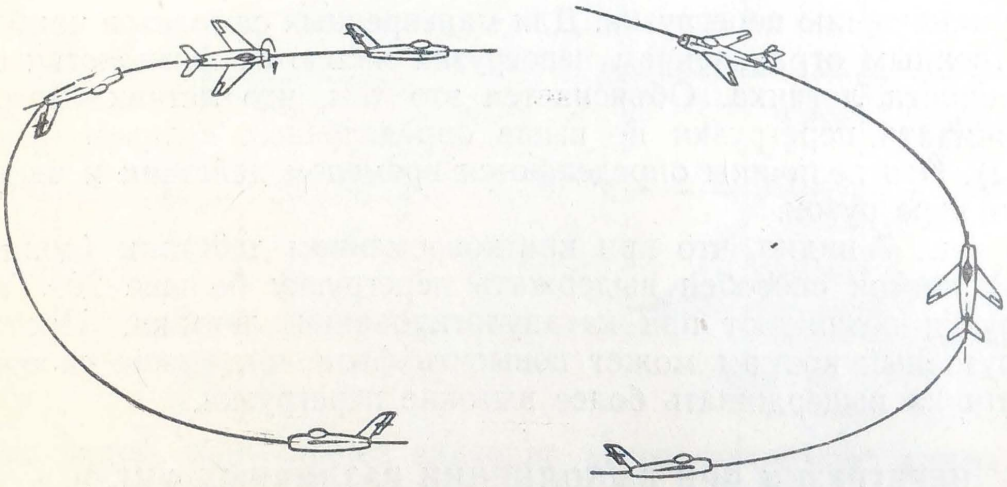
Выше рассматривался криволинейный полет в плоскости симметрии самолета. Но значительные перегрузки могут получаться и при других видах криволинейного полета: вираж, бочка, переворот и др. Например при вираже (фиг. 8) значение перегрузки будет

$$n = \frac{1}{\cos \beta}, \qquad (7)$$

где β — угол крена.



Фиг. 8.



Полупетля с переворотом n=4-5 *Боевой разворот n=3-4*

Фиг. 9.

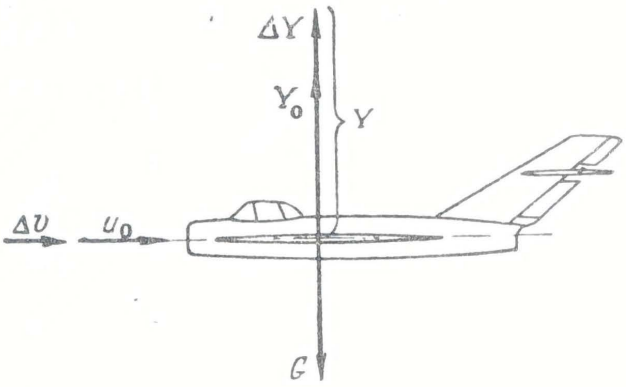
На фиг. 9 приведены значения перегрузок, которые получены при выполнении фигур пилотажа. Как видно, указанные перегрузки не превосходят величины $n=5$.

ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ ПОЛЕТЕ В НЕСПОКОЙНОМ ВОЗДУХЕ

В атмосфере всегда имеются воздушные потоки различных направлений, которые обусловливаются рельефом местности, облачностью, неравномерным нагревом воздуха и др. В результате при полете в неспокойном воздухе возникают перегрузки. Рассмотрим возникновение перегрузок от действия горизонтального и вертикального порывов воздуха.

Горизонтальный порыв. При горизонтальном полете самолета (фиг. 10) со скоростью v_0 на него действует подъемная сила

$$Y_0 = c_{y_0} S \frac{\rho v_0^2}{2} = G.$$



Фиг. 10.

При мгновенном встречном порыве воздуха со скоростью Δv подъемная сила изменится на величину ΔY. Суммарная подъемная сила

$$Y = Y_0 + \Delta Y = c_{y_0} S \frac{\rho}{2} (v_0 + \Delta v)^2$$

не равна весу самолета, и, следовательно, появившаяся центростремительная сила ΔY создаст криволинейное движение самолета. При этом коэффициент перегрузки будет

$$n = \frac{Y}{Y_0} = \left(1 + \frac{\Delta v}{v_0}\right)^2. \qquad (8)$$

Так как Δv — малая величина по сравнению с v_0 ($\Delta v \approx 0{,}1 v_0$), то n получается незначительной величиной — примерно 1,2.

Вертикальный порыв (восходящие и нисходящие потоки). Эти порывы оказываются существенными, так как возникающие при этом перегрузки достигают значений порядка $+5$ и -3. Обычно они определяют прочность тяжелых — неманевренных самолетов. Выведем формулу для перегрузки. Рассмотрим самолет в горизонтальном полете (фиг. 11) со скоростью v_0, на который подействовал вертикальный порыв воздуха со скоростью u_0. В результате поддува скорость потока изменится по величине и направлению и будет

$$v = \frac{v_0}{\cos \Delta\alpha},$$

где $\Delta\alpha \approx \frac{u_0}{v_0}$ — изменение угла атаки.

Ввиду малости $\Delta\alpha$ можно принять $v=v_0$. Следовательно, подъемная сила изменится в основном вследствие приращения угла атаки на $\Delta\alpha$ и величина ее будет

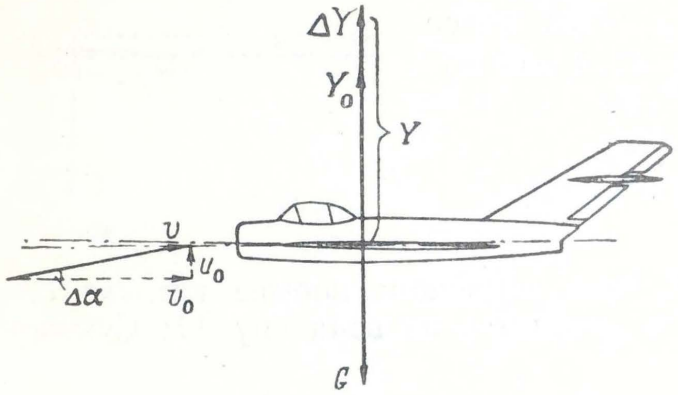
$$Y=Y_0+\Delta Y,$$

где $Y_0=G$ — подъемная сила в горизонтальном полете;
ΔY — приращение подъемной силы

$$\Delta Y=\Delta c_y Sq.$$

Учитывая, что приращение коэффициента подъемной силы

$$\Delta c_y=c_y^{\alpha}\Delta\alpha,$$



Фиг. 11.

получим значение перегрузки

$$n=\frac{Y_0\pm\Delta Y}{G}=1\pm c_y^{\alpha}\frac{u_0 v_{0\rho}}{2p}, \qquad (9)$$

где знак минус соответствует нисходящему потоку воздуха, p — нагрузка на $м^2$ крыла.

Формулу для n можно переписать в следующем виде:

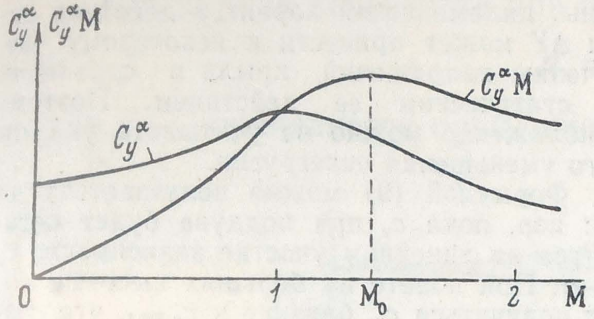
$$n=1\pm\frac{c_y^{\alpha}\mathrm{M}\,a u_{0\rho}}{2p}, \qquad (10)$$

где a — скорость звука.

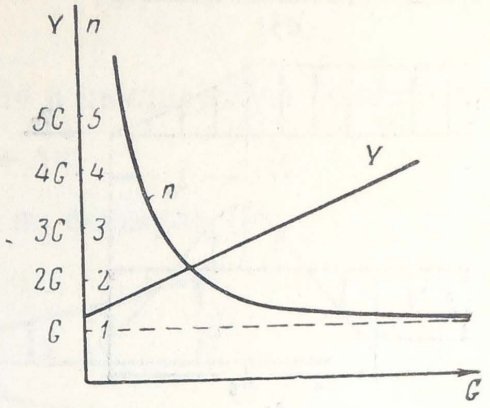
Как видно из формулы (10), перегрузка при полете в болтанку зависит от высоты, скорости полета и нагрузки на $м^2$ крыла, а также от скорости вертикального порыва и величины c_y^{α}. Скорость вертикального порыва обычно бывает 10—15 *м/сек*. Величина c_y^{α} зависит от удлинения крыла и числа М. На фиг. 12 нанесена кривая $c_y^{\alpha}=f(\mathrm{M})$, из которой следует, что произведение $c_y^{\alpha}\mathrm{M}$, а следовательно, и перегрузка растут до определенного значения M_0.

При $M>M_0$ перегрузка будет уменьшаться, стремясь к предельной величине $n_{пред}$, значение которой можно определить из формулы (10), принимая при $M>3$ значение $c_y^\alpha \approx \frac{3,8}{M}$:

$$n_{пред}=1+1,9\frac{au_{0\rho}}{p}.$$



Фиг. 12.

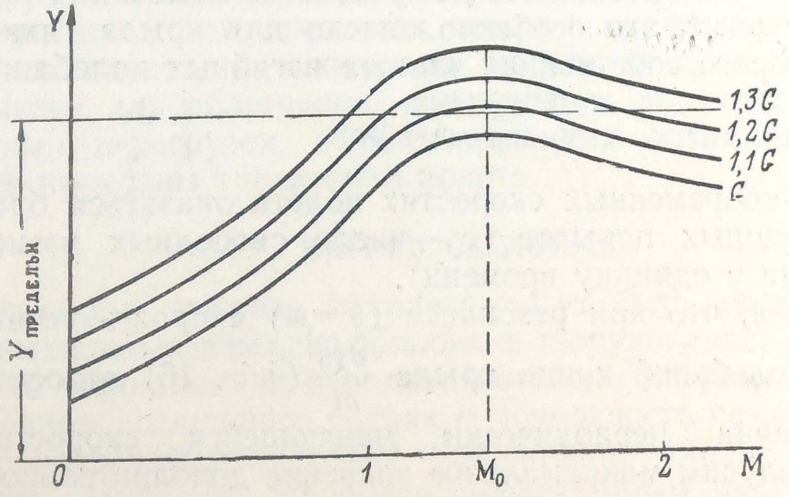


Фиг. 13.

Из формулы (10) находим, что перегрузка уменьшается с увеличением нагрузки на $м^2$ крыла. Из этого, однако, не следует, что при полете в болтанку выгодно увеличивать вес самолета. Объясняется это тем, что, несмотря на уменьшение n, подъемная сила

$$Y=nG$$

согласно формуле (10) растет. Графические зависимости $Y=f(G)$ и $n=\varphi(G)$ даны на фиг. 13.



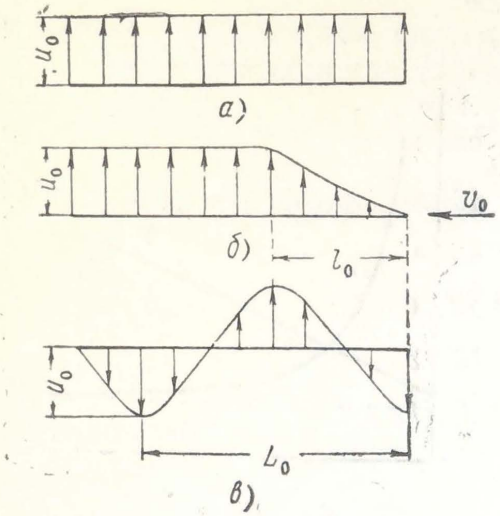
Фиг. 14.

На фиг. 14 нанесены кривые $Y=f(M)$ при различных значениях полетного веса самолета. Рассмотрев эти кривые, можно сделать заключение, что для сохранения имеющейся прочности крыла предельной подъемной силы $Y_{пред}$ полетный вес не должен превышать

С. Орджоникидзе
БИБЛИОТЕКА
МАИ

определенной величины. В противном случае необходимо изменить скорость полета — число M.

Примечание. При выводе формулы (9) предполагалось, что вертикальный порыв воздуха является резко ограниченным (фиг. 15,*а*). В действительности же скорость u_0 меняется в полете с течением времени (фиг. 15,*б*). Поэтому одновременно с изменением подъемной силы на пути l_0 произойдет перемещение самолета по вертикали, что приведет к уменьшению скорости u_0 относительно крыла, а следовательно, и к снижению ΔY, т. е. перегрузки. С другой стороны, динамический характер действия силы ΔY может привести к некоторому увеличению напряжений крыла в сравнении со статическим ее действием. Поэтому приближенно можно не учитывать указанного уменьшения перегрузки.



Фиг. 15.

Формулой (9) можно пользоваться до тех пор, пока c_y при поддуве будет оставаться на линейном участке зависимости c_y по α. При полете на больших высотах могут получаться c_y, близкие к $c_{y\,max}$, что создает опасность сваливания самолета на крыло.

ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ ЦИКЛИЧЕСКОЙ БОЛТАНКЕ

В турбулентной атмосфере потоки воздуха действуют иногда периодически (фиг. 15,*в*) с частотой

$$\theta = \frac{2\pi}{L_0} v_0. \tag{11}$$

В этом случае возникают вынужденные колебания крыла *. Как показывает опыт, это особенно опасно для крыла тяжелого самолета, у которого собственная частота изгибных колебаний

$$\omega = 2\pi\nu \tag{12}$$

может при современных скоростях полета оказаться близкой к частоте воздушных порывов (ν — число свободных изгибных колебаний крыла в единицу времени).

Принимая, что при резонансе ($\theta = \omega$) скорость установившихся изгибных колебаний конца крыла $\frac{dy_0}{dt}$ (фиг. 16) относительно фюзеляжа равна периодически меняющейся скорости поддува $u_0 \sin \omega t$, получим максимальное значение дополнительной перегрузки конца крыла при колебаниях

$$\Delta n_{max} = \frac{1}{g} \frac{d^2 y_0}{dt^2} = \frac{u_0 \omega}{g}. \tag{13}$$

* Аналогичное явление получается при движении самолета по неровному (волнистому) аэродрому.

Принимая изменение прогиба по размаху по закону

$$y = y_0 \left(\frac{z}{l/2}\right)^2,$$

получим дополнительную перегрузку по длине крыла

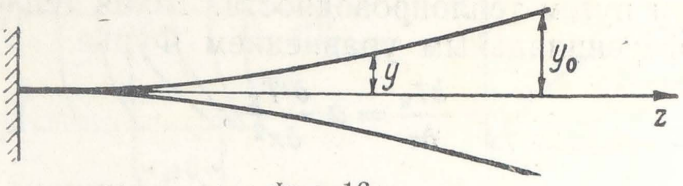
$$\Delta n = \Delta n_{\max} \left(\frac{z}{l/2}\right)^2,$$

где l — размах крыла.

Суммарная перегрузка при полете в циклическую болтанку будет

$$n_{ц} = n + \Delta n,$$

где n — определяется приближенно по формуле (9).



Фиг. 16.

Из этого выражения следует, что на конце крыла могут возникнуть повышенные перегрузки $n_{ц}$ (равные 15—20), что весьма существенно для агрегатов, подвешиваемых к крылу (консольные двигатели, баки и др.). Порядок определения указанных перегрузок приводится в нормах прочности.

О ПЕРЕГРУЗКАХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Перегрузки беспилотных аппаратов определяются по тем же формулам, что и для самолетов, исходя из параметров заданной траектории полета, а также при полете в неспокойном воздухе. Практически для облегчения конструкции задаются предельными значениями перегрузок, обусловливающих оптимальные значения радиусов кривизны траектории полета.

НАГРЕВ САМОЛЕТА

Источниками нагрева самолета могут быть двигательные установки, выхлопные газы, специальное оборудование, атмосферная и солнечная радиации и аэродинамический нагрев, обусловленный торможением воздушного потока о поверхность самолета. Одновременно с нагревом происходит рассеивание тепла вследствие его излучения самолетом. Наиболее существенным является аэродинамический нагрев, так как он охватывает всю поверхность самолета и увеличивается с ростом скорости полета. Остальные источники нагрева имеют обычно местное значение, а солнечной и атмосферной радиациями можно пренебречь до высот примерно 50 *км*.

Рассмотрим аэродинамический нагрев самолета. Из аэродинамики известно, что абсолютная температура пограничного слоя T

в точке полного торможения воздушного потока с учетом ее восстановления

$$T = T_H (1 + 0{,}18M^2), \tag{14}$$

где T_H — атмосферная температура на данной высоте H. Температура в любой точке поверхности зависит от местной скорости потока, обусловливающей давление, а следовательно, и температуру: чем скорость больше, тем меньше температура. Так, например, по профилю крыла температура меняется, как показано на фиг. 17. Причем среднее ее значение составляет примерно 85% наибольшей температуры. По размаху крыла температура практически остается постоянной.

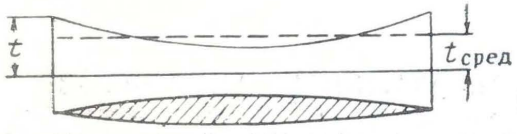
Рассмотрим процесс прогревания конструкции. С течением времени тепло с поверхности самолета передается внутрь его конструкции, в основном путем теплопроводности. Такая теплопередача описывается дифференциальным уравнением Фурье

$$\frac{\partial T_к}{\partial \tau} = a \frac{\partial^2 T_к}{\partial x^2}, \tag{15}$$

где x, τ и a — координата, время и коэффициент температуропроводности;

$T_к$ — температура любой точки конструкции.

Решение уравнения (15) при удовлетворении граничных условий дает распределение температур по конструкции во времени. Граничным условием для любой точки верхней поверхности обшивки (при $x=0$) является уравнение теплового баланса



Фиг. 17.

$$\alpha (T - T_{об}) - \varepsilon\sigma T_{об}^4 - \lambda \frac{\partial T_{об}}{\partial x} = 0, \tag{16}$$

где $\alpha (T - T_{об})$ — поток тепла от пограничного слоя к обшивке, температура наружной поверхности которой $T_{об}$;

α — коэффициент теплоотдачи на границе воздух — обшивка, уменьшающийся с высотой полета;

$\varepsilon\sigma T_{об}^4$ — тепло, излучаемое конструкцией;

σ — постоянная излучения абсолютно черного тела;

ε — коэффициент излучения, зависящий от материала и обработки поверхности;

$\lambda \frac{\partial T_{об}}{\partial x}$ — тепло, отводимое внутрь конструкции за счет теплопроводности;

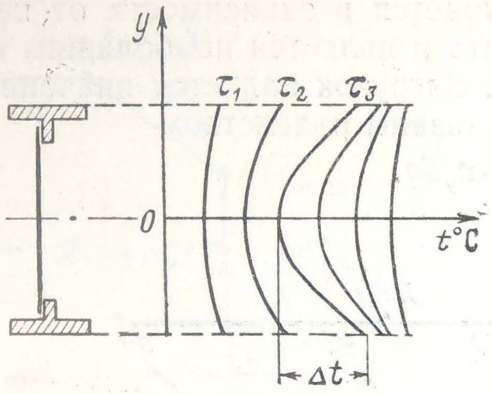
λ — коэффициент теплопроводности.

Для внутренней поверхности обшивки ($x=\delta$) толщины δ граничное условие получим из уравнения (16), принимая в нем первое слагаемое равным потоку тепла от внутренней поверхности к наружной, а второе слагаемое равным нулю.

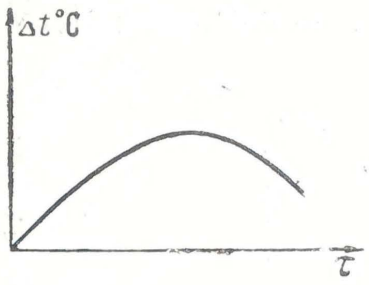
В начале сверхзвукового полета распределение температуры по

конструкции происходит неравномерно, а через некоторое время температура выравнивается. Так, например, ее изменение по высоте лонжерона крыла с течением времени меняется, как показано на фиг. 18. Разность температур между поясом и серединой стенки $\Delta t = t_п - t_{ст}$ — меняется по времени, как изображено на фиг. 19. Наибольшее значение этой разности получается через несколько минут сверхзвукового полета.

Значительный перепад температур возникает также в оболочке, частично заполненной жидкостью — у ее поверхности.



Фиг. 18.



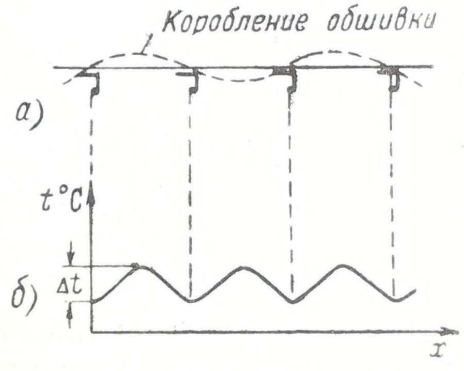
Фиг. 19.

Перепад температур в обшивке между стрингерами (фиг. 20,*б*) получается вследствие отвода тепла к стрингерам. Такое распределение температур в обшивке, в начале полета, может привести к ее короблению (фиг. 20,*а*). По толщине обшивка самолета прогревается в течение короткого промежутка времени.

Температуру обшивки обычных толщин, рассматривая ее как плоскую пластинку, можно определить из уравнения (16), принимая $\frac{\partial T_{об}}{\partial x} = 0$. На фиг. 21 приведены кривые температур обшивки в градусах Цельсия

$$t^{\circ}_{об} = T_{об} - 273$$

в функции H и M, полученные при коэффициенте излучения, равном единице. На фигуре нанесены прямые предельно допустимых температур из условия прочности дуралюмина, титанового сплава и нержавеющей стали.



Фиг. 20.

Из фигуры видно до каких скоростей полета на различных высотах применимы указанные материалы. Так, например, у земли можно применять дуралюмин до 1500 *км/час*, титановые сплавы до 3200 *км/час*, а нержавеющую сталь до 4900 *км/час*; на высоте 30 *км*—дуралюмин до 2600 *км/час*, титановые сплавы до 4350 *км/час*, а нержавеющую сталь до 6600 *км/час*. Таким образом, для современного состояния авиации применимость обычного дуралюмина, без специальной термоизоляции, находится на пределе.

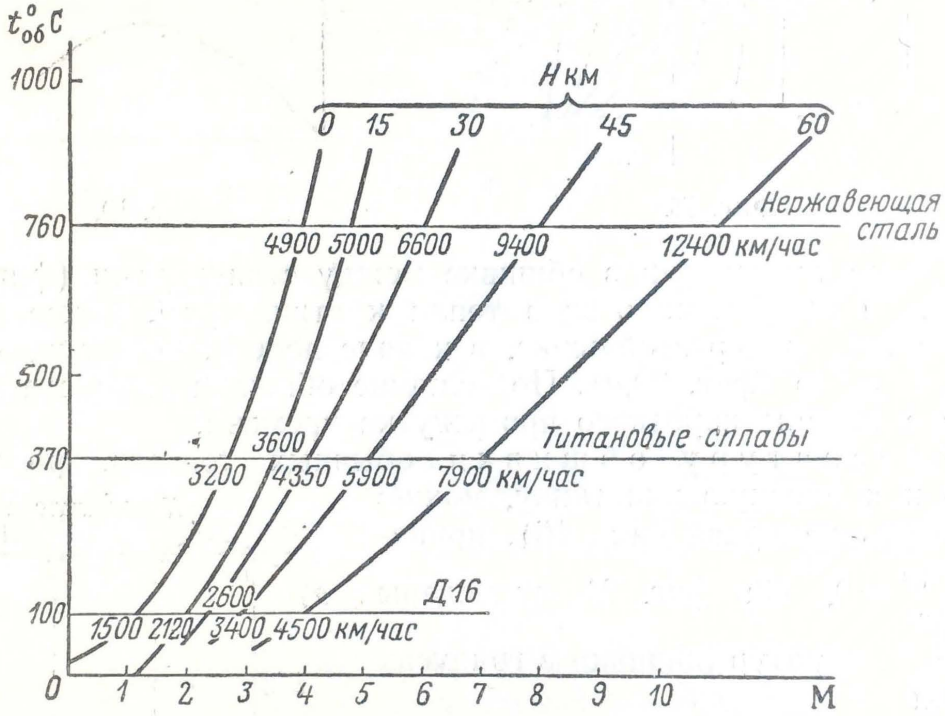
НОРМЫ ПРОЧНОСТИ, ЖЕСТКОСТИ И ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТА

Нормы прочности

Нормы прочности самолетов регламентируют величину и характер распределения нагрузок для отдельных частей самолета в различных режимах полета и посадки, величину коэффициента безопасности и др.

Величина нагрузки нормируется коэффициентом эксплуатационной перегрузки $n^э$, который выбирается в зависимости от назначения, веса, скорости полета самолета и является наибольшим из возможных. Характер распределения нагрузок задается значениями c_y и скоростного напора q, которые связаны равенством

$$Gn^э = c_y Sq. \qquad (17)$$



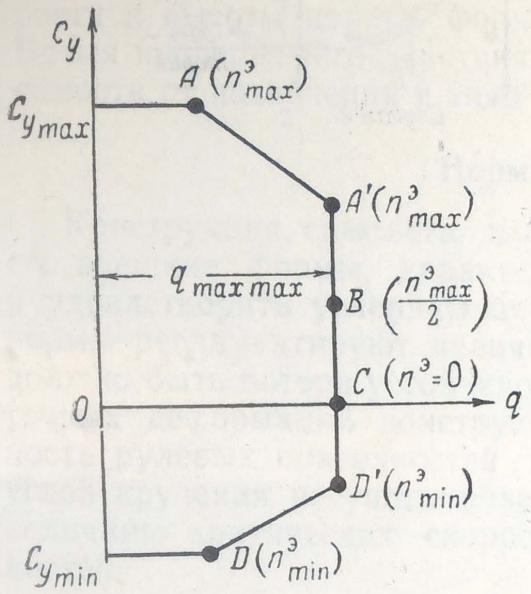
Фиг. 21.

Для выяснения наиболее тяжелых загружений отдельных частей самолета предусмотрен ряд расчетных полетных случаев: A, A', B, C, D', D и др., а также посадочных случаев. Случаи A, A', B, D' и D соответствуют криволинейным полетам самолета, а случай C — отвесному пикированию. Случаи B и C рассматриваются с отклоненными элеронами.

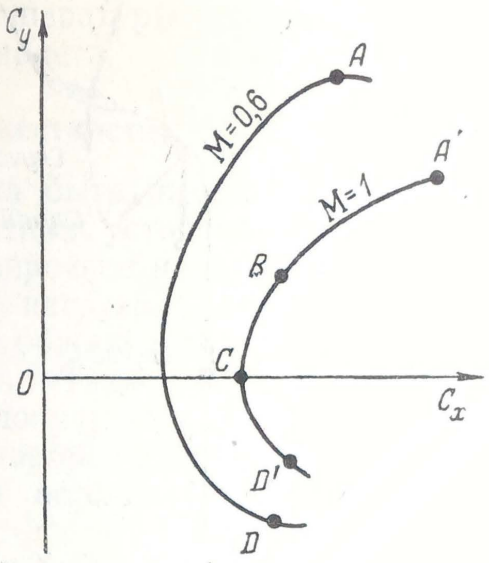
На фиг. 22 показана нормированная зависимость c_y от q с разметкой расчетных случаев и коэффициентов эксплуатационных перегрузок $n^э$. Случаи A', B, C и D' соответствуют максимально возможному (предельному) скоростному напору $q_{\max\max}$, значение которого обусловлено тактико-техническими требованиями, предъявляемыми к самолету. Случаи A и D соответствуют скоростным напорам, определяемым из уравнения (17) при соответствующих

значениях $c_{y\,max}$ и $c_{y\,min}$, которые зависят от чисел M, а следовательно, и от q. Полетные случаи охватывают весь диапазон летных углов атаки.

На фиг. 23 нанесены поляры, на которых отмечены расчетные случаи. Случаи A', B, C и D' соответствуют $q_{max\,max}$, отвечающему большому числу M. Случаи A и D соответствуют меньшим q, а следовательно, и меньшим M. Расчетные случаи A', B, C и D' в каче-



Фиг. 22.



Фиг. 23.

стве примера (условно) отмечены на одной поляре с числом M=1, а случаи A и D — на поляре при M=0,6.

Возможные траектории полета для расчетных случаев изображены на фиг. 24.

Коэффициент безопасности. Для того чтобы конструкция не разрушалась от действия эксплуатационных нагрузок, она должна иметь определенный запас прочности, т. е. разрушающая нагрузка $P_{разр}$ должна превосходить эксплуатационную нормированную $P^э$ в определенное число раз. Это число называется коэффициентом безопасности

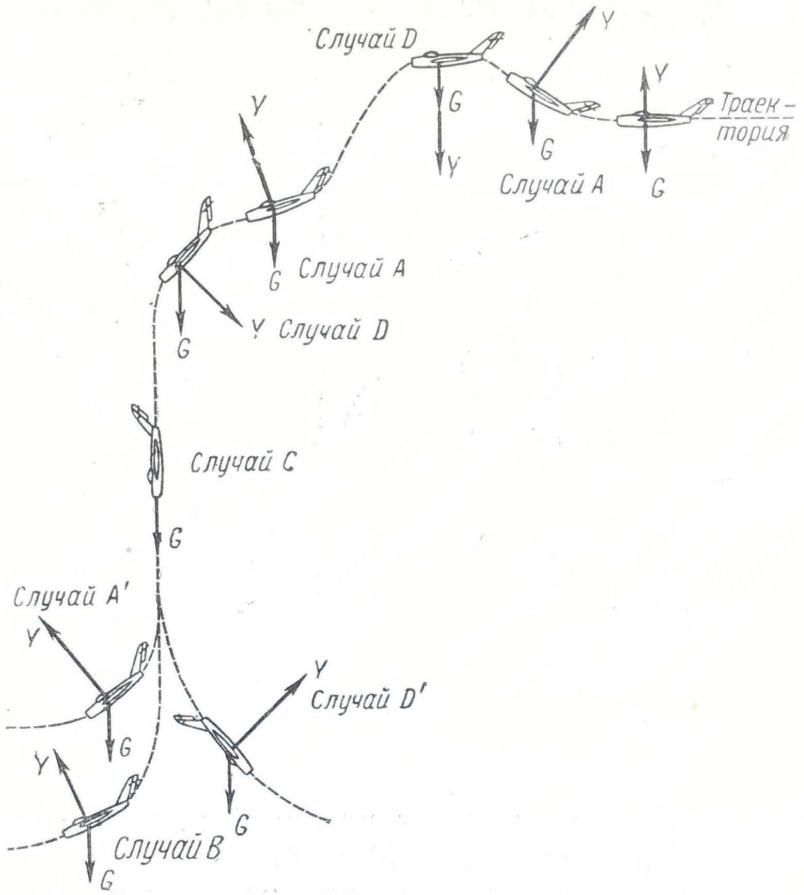
$$f = \frac{P_{разр}}{P^э} = \frac{n_{разр}}{n^э},$$

где $n_{разр} = f n^э$ — коэффициент разрушающей перегрузки.

Из условия минимума веса конструкции желательно, чтобы коэффициент безопасности был как можно меньше. Наименьшее значение коэффициента безопасности выбирается из условия отсутствия остаточных деформаций при действии эксплуатационных перегрузок и температур, возможного увеличения в полете нормированных нагрузок, повторного действия нагрузок, возможного отступления в технологии производства и др. Численное значение

коэффициента безопасности лежит в пределах 1,5—2 и нормируется для каждого расчетного случая. Большее значение этого коэффициента принимается для случаев, чаще встречающихся в эксплуатации.

Коэффициент безопасности конструкции в самолетостроении проверяется расчетом и испытаниями конструкции на разрушающую



Фиг. 24.

нагрузку. При этом расчетные напряжения в конструкции σ не должны быть больше разрушающих напряжений $\sigma_{разр}$, т. е.

$$\sigma \leqslant \sigma_{разр}.$$

В противном случае коэффициент безопасности окажется меньше нормированного его значения.

Следует иметь в виду, что при работе конструкции в условиях повышенных температур при наличии ползучести материала допустимые остаточные деформации и разрушающие напряжения определяются еще сроком службы самолета — временем действия нагрузок.

Для беспилотных летательных аппаратов одноразового действия коэффициент безопасности можно несколько уменьшить, принимая, например, его значение равным 1,2—1,3. Такое уменьшение коэффициента безопасности оправдывается кратковременным действием нагрузок и малым числом их повторяемости. Следует также иметь

в виду, что при кратковременном действии нагрузок увеличивается как предел пропорциональности, так и временное сопротивление материала.

Рекомендации по температурам

При отсутствии расчетов следует регламентировать величину и распределение температуры по поверхности самолета, а также время ее действия. Величина температуры выбирается в зависимости от скорости и высоты полета, формы и состояния поверхности самолета. Время непрерывного действия температуры устанавливается в зависимости от назначения и типа самолета.

Нормы жесткости

Конструкция самолета должна быть жесткой, чтобы сохранить его внешние формы, характеристики устойчивости, управляемости и удовлетворить условиям вибропрочности. В соответствии с этим нормы регламентируют величину нагрузки, в пределах которой не должно быть потери устойчивости обшивки и заметных на глаз остаточных деформаций конструкции. Также нормируется эффективность рулевых поверхностей и допустимые величины прогибов и углов кручения несущих поверхностей. Кроме того, нормируются величины критических скоростей автоколебаний несущих поверхностей.

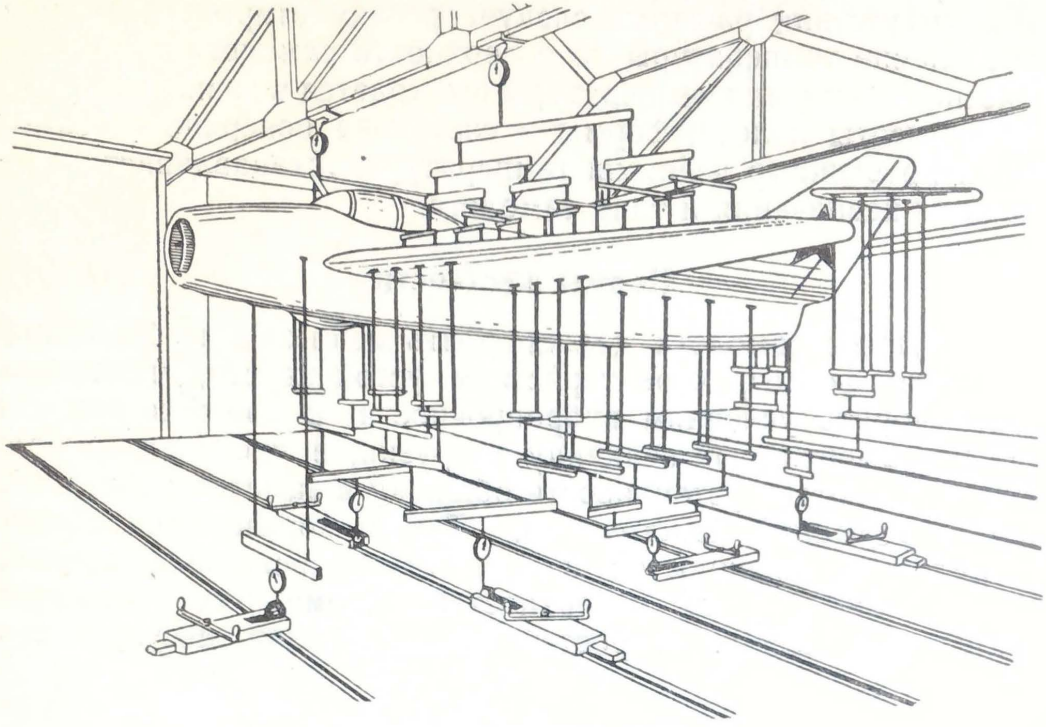
Испытания самолета

Прочность и жесткость конструкции проверяется статическими, динамическими и летными испытаниями самолета.

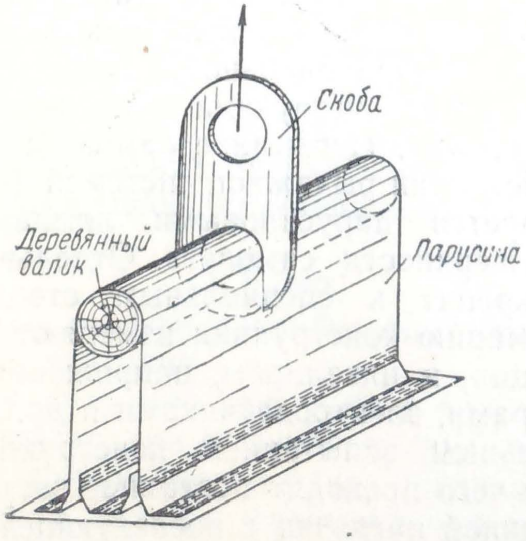
Статические испытания самолета и отдельных его частей проводятся для проверки величины коэффициента безопасности и предела пропорциональности конструкции. Кроме того, напряженное состояние конструкции и ее жесткость проверяются измерением деформаций. Испытание самолета в целом проводится в подвешенном состоянии рычажной системой (фиг. 25). Воздушная нагрузка имитируется парусиновыми лямками (фиг. 26), приклеиваемыми к поверхности самолета. Отдельные части самолета для испытаний крепят к специальным стендам или колоннам (фиг. 27). Деформацию конструкции измеряют рейками, подвешенными к конструкции, и нивелиром, напряжения измеряют механическими тензометрами, электродатчиками и др.

Перед контрольным испытанием конструкцию предварительно обтягивают, после чего проводят поэтапное загружение до наибольшей эксплуатационной нагрузки с последующей разгрузкой до первоначального состояния. При этом проверяют видимые остаточные деформации. Затем конструкцию доводят до разрушения, причем в процессе испытаний не должно быть местных разрушений.

Повторные статические испытания частей самолета служат для выяснения числа загружений (с малой частотой), при котором конструкция разрушается от нагрузки, близкой к экс-

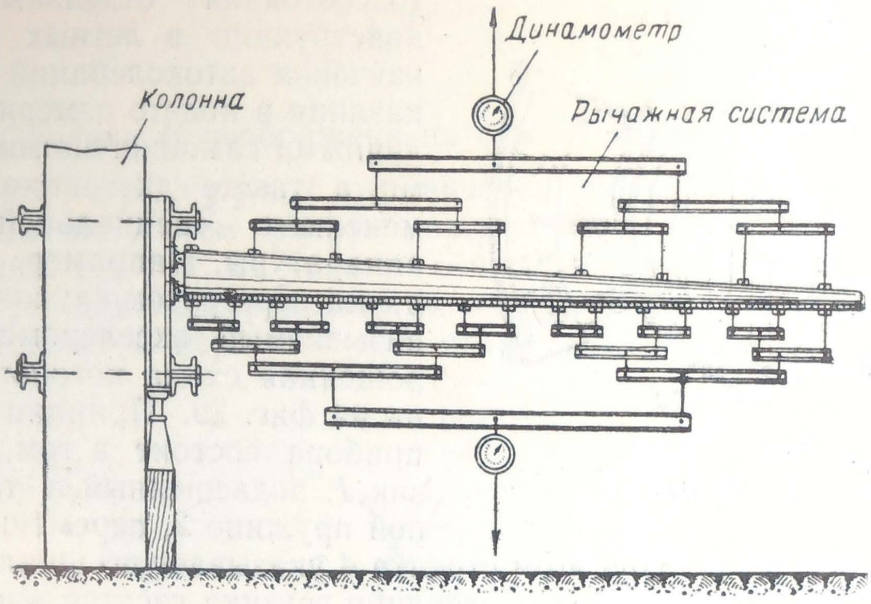


Фиг. 25.



Фиг. 26.

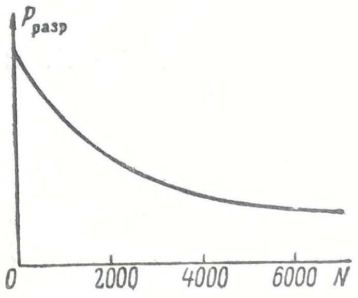
плуатационной. Это число загружений должно быть не меньше нормированной величины. Данные испытаний показывают, что с



Фиг. 27.

возрастанием числа циклов N убывает разрушающая нагрузка $P_{разр}$ (фиг. 28).

Усталостные испытания частей самолета и отдельных его агрегатов (как, например, сварных моторных рам, керосиновых сварных баков и др.) проводятся для проверки числа циклов в процессе вибрации (с большой частотой), при которых конструкция разрушается от ее усталости. Указанные испытания проводятся вибраторами.

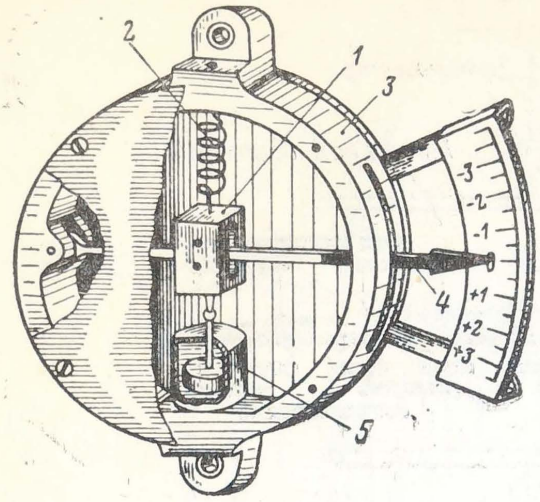


Фиг. 28.

Динамические испытания самолета (например, копровые испытания) проводятся для проверки динамической прочности конструкции, для определения частот собственных колебаний частей самолета и выяснения конструктивных мероприятий по устранению опасных вибраций. Динамические испытания проводятся в аэродинамических и динамических лабораториях и в полете; при динамических испытаниях показания измеряются осциллографами, тензографами и др.

Температурные условия. При статических и динамических испытаниях сверхзвукового самолета соответствующие температурные условия воспроизводятся обогревом испытываемой части конструкции. Для этого применяются, например, кварцевые лампы с инфракрасным излучением и с аппаратурой для регулирования температурного поля. Температура конструкции измеряется термопарами, а напряжения — электротензодатчиками.

Летные испытания самолета служат для определения перегрузок и распределения воздушной нагрузки, выяснения температур, исследования напряженного состояния отдельных частей конструкции в летных условиях, изучения автоколебаний и др. Показания в полете измеряются различными самопишущими приборами, а также дистанционно—применением специальной радиоаппаратуры. Например, для измерения перегрузок служит прибор, называемый акселерометром, упрощенная схема которого показана на фиг. 29. Принцип действия прибора состоит в том, что грузик *1*, подвешенный к тарированной пружине *2*, перемещается, испытывая ускорение. При этом стрелка *4* указывает по шкале величину перегрузки (ускорения). Колебания грузика гасятся жидкостным демпфером *5*. Все части акселерометра заключены в корпусе *3*.



Фиг. 29.

Для измерения перегрузки акселерометр помещают вблизи центра тяжести самолета. Если прибор нельзя поместить вблизи центра тяжести, то показания берут с двух акселерометров, расположенных на различных расстояниях от него. По этим показаниям в соответствии с фиг. 4 можно определить перегрузку самолета в его центре тяжести.

ОГРАНИЧЕНИЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА ПО УСЛОВИЯМ ПРОЧНОСТИ

У современного самолета, располагающего большой тяговооруженностью, приходится иногда ограничивать возможные скорости его полета по высотам в зависимости от допустимых значений некоторых прочностных параметров: перегрузки, скоростного напора, температуры, деформаций и др.

Рассмотрим влияние на скорость отдельных из перечисленных факторов.

По перегрузке n иногда ограничивают скорость неманевренных самолетов при полете в неспокойном воздухе. На фиг. 30,*а* кривой n показана зависимость скорости v (M) от высоты полета H (ϱ), полученной по формуле (9) при заданном значении перегрузки n, скорости поддува u_0 и нагрузки p на $м^2$ крыла. Из фигуры видно, что до некоторой высоты полета скорость, ограниченная перегрузкой, может оказаться меньше возможной (кривая v).

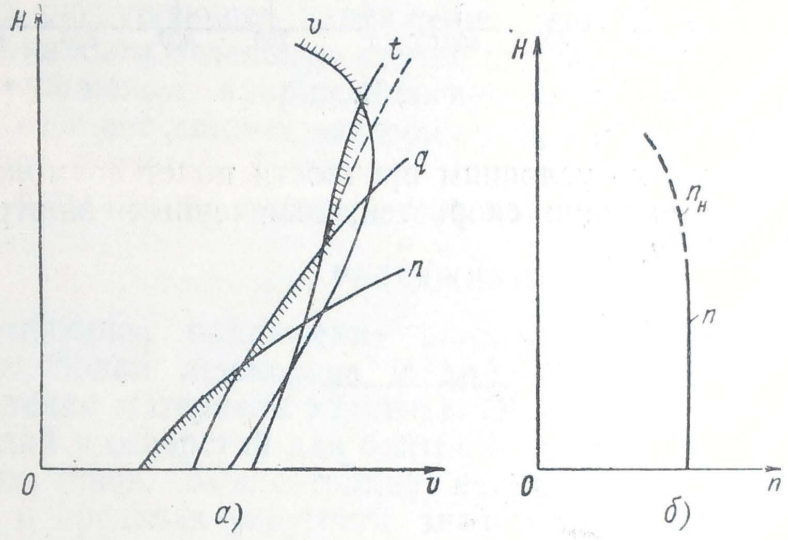
По скоростному напору q ограничивают скорость для уменьшения удельной нагрузки поверхности самолета, нагрузки оперения и др., которые пропорциональны величине q.

Зависимость скорости

$$v=\sqrt{\frac{2q}{\rho}}$$

от высоты полета H изображена на фиг. 30,*а* кривой q.

По температуре t ограничение скорости обусловливается допустимым значением разрушающего напряжения σ_b материала конструкции. На фиг. 31 показаны значения σ_b, $\sigma_{0,2}$ и E в функции температуры для конструкционных материалов: дуралюмина, титанового сплава и нержавеющей стали. Задавшись напряжением



Фиг. 30.

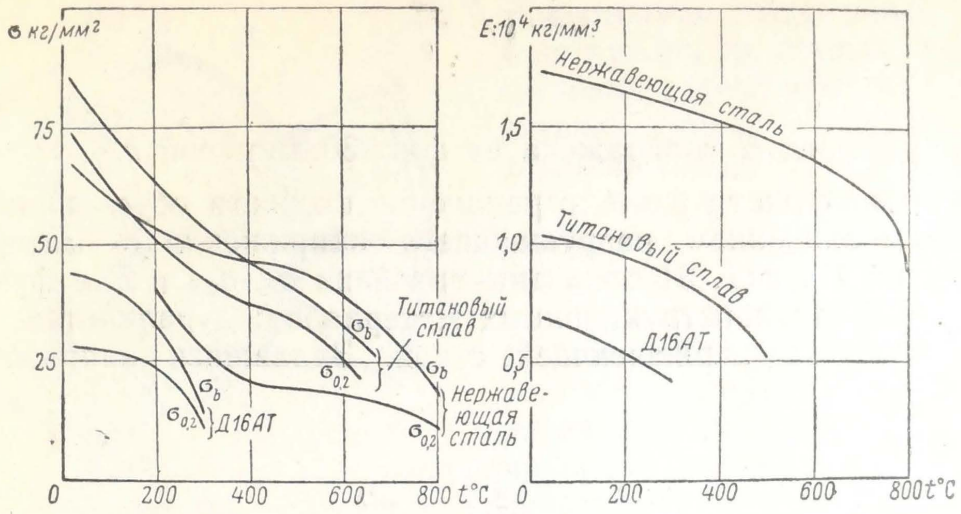
σ_b, определяем по фиг. 31 допустимую температуру. Затем при постоянной по высоте полета перегрузке n (см. фиг. 30,*б*) находим по фиг. 21 соответствующие значения H по v (M), графическая зависимость которых изображена на фиг. 30,*а* кривой t. При уменьшении перегрузки по высоте n_H (пунктирная кривая на фиг. 30,*б*) расчетные напряжения σ_H будут также уменьшаться:

$$\sigma_H=\sigma_b\frac{n_H}{n},$$

где n — расчетная перегрузка, которой соответствует напряжение σ_b.

При уменьшении расчетных напряжений σ_H можно допустить повышение температуры (см. фиг. 31), а следовательно, и увеличение скорости полета (см. фиг. 21). Графическая зависимость H по

v (M) при уменьшении перегрузки по высоте полета изображена на фиг. 30,*а* пунктиром.



Фиг. 31.

Таким образом, по условиям прочности полет возможен на скоростях, не превышающих скоростей, отмеченных заштрихованной кривой на фиг. 30,*а*.

Глава II

РАЗРУШАЮЩИЕ НАПРЯЖЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ

Для оценки прочности любого элемента конструкции необходимо знать его разрушающее напряжение при растяжении, сжатии и сдвиге. В каждом отдельном случае при отсутствии справочных данных разрушающее напряжение элемента определяют опытным путем. Когда нет данных эксперимента, разрушающие напряжения определяют расчетом. Ниже рассмотрим, как определяются разрушающие напряжения отдельно для каждого вида нагрузки.

РАСТЯЖЕНИЕ

Разрушающее напряжение элемента конструкции (обшивка, стрингеры, полки лонжерона и др.) обычно меньше временного сопротивления материала элемента. Объясняется это концентрацией напряжений у отверстий для болтов и заклепок, у мест выточек и у сварочных швов. Концентрация напряжений, имеющая большое значение в пределах упругости, значительно уменьшается при разрушающих нагрузках вследствие пластичности материала. Опыт показал, что при расчете обшивки, стрингеров и др. вследствие концентрации напряжений у отверстий необходимо снижать временное сопротивление материала на 5—10%. Большее ослабление соответствует высокопрочным материалам как цветным, так и черным.

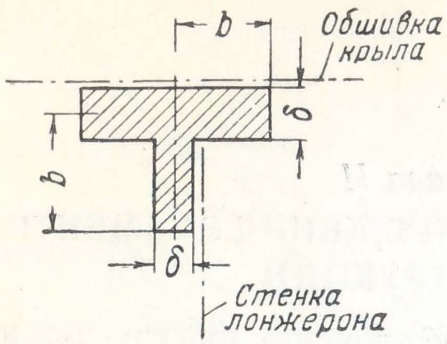
Прочность сварного шва зависит от качества сварки. Обычно она составляет 75—80% от временного сопротивления материала.

СЖАТИЕ

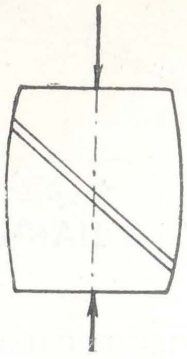
При работе элемента на сжатие рассматривают два возможных состояния: чистое сжатие элемента (без потери устойчивости) и сжатие с потерей устойчивости.

К элементам конструкции, работающим на чистое сжатие, относят толстостенные стержни, подкрепленные от общей потери устойчивости, как, например, пояс лонжерона крыла (фиг. 32) при $\frac{b}{\delta} < 5$. При чистом сжатии прочность элемента выше, чем при растяжении, что объясняется увеличением площади его сечения вследствие деформации. Опыт показывает, что разрушающее напря-

жение цилиндрического образца на чистое сжатие (фиг. 33) на 50—70% больше, чем при его растяжении. Примерно то же самое можно сказать и о пределе пропорциональности. Образец разрушается вследствие его скалывания по плоскости, наклоненной к оси под углом, примерно равным 45° (фиг. 33). Однако исходя из



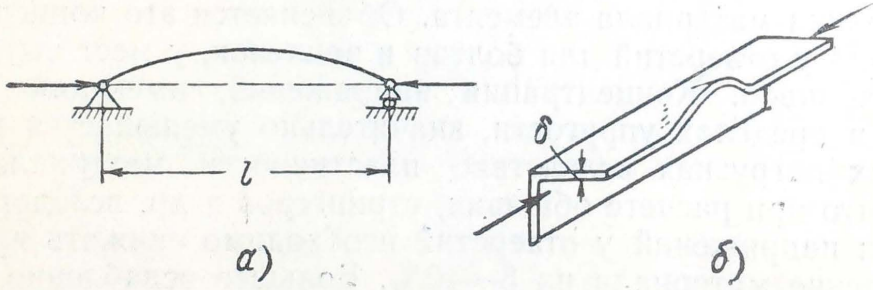
Фиг. 32.



Фиг. 33.

допустимых деформаций конструкции разрушающее напряжение чистого сжатия принимают всего лишь на 30—40% больше временного сопротивления материала.

Рассмотрим сжатие элементов конструкции с потерей устойчивости двух видов: потери устойчивости общей — изгиб оси (фиг. 34,*а*) и местной — изгиб стенки (фиг. 34,*б*). Критические напряжения общей или местной потери устойчивости $\sigma_{кр}$ являются разрушающими напряжениями элемента конструкции. Для определения этих



Фиг. 34.

напряжений при отсутствии опытных данных удобно пользоваться следующей эмпирической формулой:

$$\sigma_{кр} = \sigma_b \frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2}, \qquad (18)$$

где

$$\nu = \frac{\sigma_b}{\sigma_э};$$

σ_b — временное сопротивление материала конструкции;
$\sigma_э$ — эйлерово критическое напряжение, определяемое по формулам строительной механики для стержней и пластин.

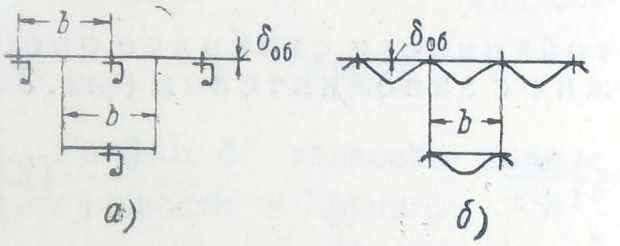
Формула (18) удобна тем, что она применима как в пределе пропорциональности, так и за ним и дает удовлетворительную схо-

димость с экспериментом. При больших значениях ν величина $\sigma_{кр}$ стремится к $\sigma_э$, а при малых — к $\sigma_ъ$. Приведем для примера некоторые значения $\sigma_э$.

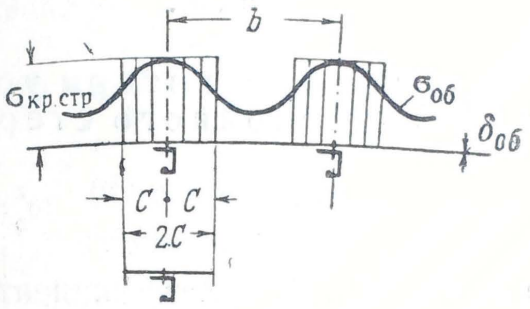
Для общей потери устойчивости стержня длины l (фиг. 34,*а*)

$$\sigma_э = \frac{m\pi^2 E}{\left(\frac{l}{i}\right)^2}, \tag{19}$$

где m — коэффициент, зависящий от опорных условий:
$m=1$ — шарнирные опоры,
$m=4$ — защемленные опоры,
$m=2$ — приторцованные (полузащемленные опоры);
$\frac{l}{i}$ — гибкость стержня;
$i=\sqrt{\frac{I}{F}}$ — радиус инерции сечения стержня;
I и F — момент инерции и площадь сечения.



Фиг. 35.



Фиг. 36.

При определении i для стрингера или гофра, подкрепленных обшивкой (фиг. 35), рассматривают их сечения с присоединенной обшивкой. Ширина этой обшивки зависит от ее устойчивости.

Для обшивки, не теряющей устойчивости, ширина равна расстоянию b между стрингерами. В случае потери устойчивости обшивки напряжения по ее ширине $\sigma_{об}$ распределяются неравномерно (фиг. 36). Поэтому приведенная ширина $2c$, работающая с напряжением стрингера, будет меньше расстояния между стрингерами:

$$2c = 1{,}9\delta_{об}\sqrt{\frac{E}{\sigma_{кр.\,стр}}} = b\sqrt{\frac{\sigma_{кр.\,об}}{\sigma_{кр.\,стр}}} \leqslant b, \tag{20}$$

где $\delta_{об}$ — толщина обшивки;
$\sigma_{кр.\,стр}$ — критическое напряжение стрингера.

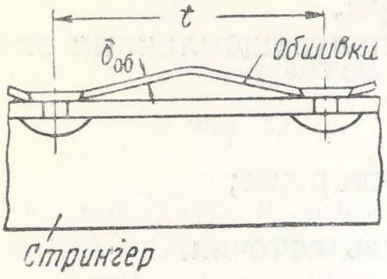
Обшивка работает с напряжением стрингера в том случае, когда нет потери устойчивости обшивки между заклепками вдоль стрингера (фиг. 37):

$$\frac{\pi^2 E}{\left(\frac{t-d}{i}\right)^2} > \sigma_{\text{кр. стр}}, \tag{21}$$

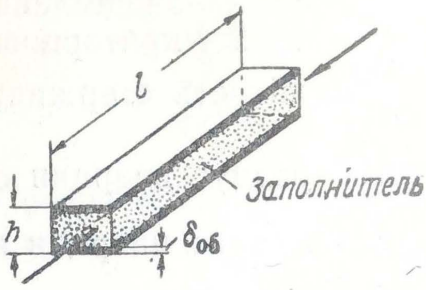
где

$$i^2 = \frac{\delta_{\text{об}}^2}{12};$$

d и t — диаметр и шаг заклепок.



Фиг. 37.



Фиг. 38.

Для общей потери устойчивости свободно опертого трехслойного стержня с заполнителем (фиг. 38)

$$\sigma'_{\text{э}} = \frac{\sigma_{\text{э}}}{1+\alpha}, \tag{22}$$

где $\alpha = \frac{\sigma_{\text{э}}}{G}\frac{2\delta_{\text{об}}}{h}$ — коэффициент, учитывающий влияние сдвига заполнителя на величину $\sigma_{\text{э}}$, определяемую по формуле (19) при $i = \frac{h}{2}$;

h — высота сечения стержня;

$\delta_{\text{об}}$ — толщина обшивки наружного слоя;

G — модуль сдвига заполнителя.

Для местной потери устойчивости плоской стенки стержня (см. фиг. 34,*б*)

$$\sigma_{\text{э}} = \frac{0{,}9kE}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2}, \tag{23}$$

где k — коэффициент, учитывающий опорные условия стенки (фиг. 39):

для стенки без свободного края $k=4$,

для стенки со свободным краем $k=0{,}9$;

$\frac{b}{\delta}$ — гибкость плоской стенки (отношение ширины b к толщине δ).

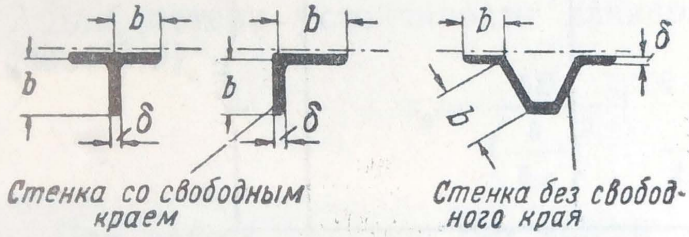
Для местной потери устойчивости цилиндрической оболочки (фиг. 40,*а*) *

$$\sigma_э = \frac{0{,}15E}{\frac{r}{\delta_{об}}},$$

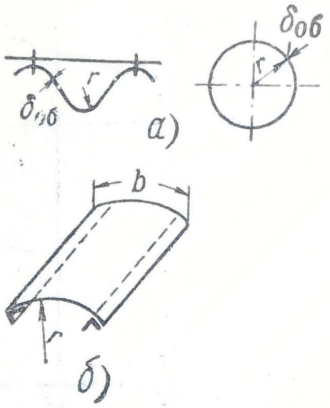
где $\frac{r}{\delta_{об}}$ — гибкость криволинейной стенки.

Для потери устойчивости цилиндрической панели (фиг. 40,*б*)

$$\sigma_э = \frac{3{,}6E}{\left(\frac{b}{\delta_{об}}\right)^2} + \frac{0{,}15E}{\frac{r}{\delta_{об}}}. \qquad (24)$$



Фиг. 39.



Фиг. 40.

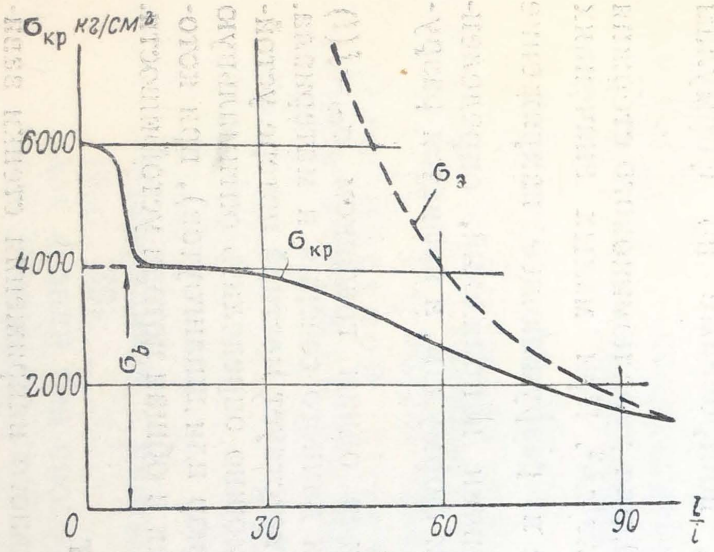
На фиг. 41 нанесены кривые $\sigma_{кр}$ общей и местной потери устойчивости в функции $\frac{l}{i}$ и $\frac{b}{\delta}$, построенные по формулам (18), (19) и (23) при $m=2$ и $k=0{,}9$, для дуралюминового стержня при $\sigma_b = 4000$ *кг/см*^{2} и $E = 7 \cdot 10^5$ *кг/см*^{2}. При малых значениях $\frac{l}{i}$ и $\frac{b}{\delta}$ получается чистое сжатие и разрушающее напряжение превосходит σ_b. Меньшее из величин напряжений, определенных по приведенным графикам или формулам, и является разрушающим для стержня.

Практически удобнее пользоваться одним графиком $\sigma_{кр} = f(l)$ (фиг. 42), построенным для стержня данного сечения и материала. Горизонтальный участок кривой соответствует местной потере устойчивости. По приведенному графику можно определить оптимальную по весу длину $l_{опт}$ стержня (шаг нервюр или шпангоутов), при которой происходит одновременно местная и общая потеря устойчивости.

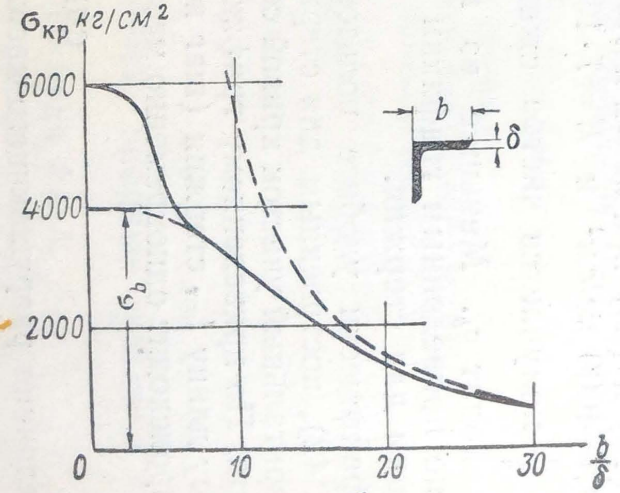
СДВИГ

Величина разрушающего касательного напряжения стенки зависит от того, работает ли она в пределе устойчивости или за ним.

* Коэффициент 0,15 в формуле для $\sigma_э$ был получен экспериментально В. Ф. Болховитиновым в 1931 г.

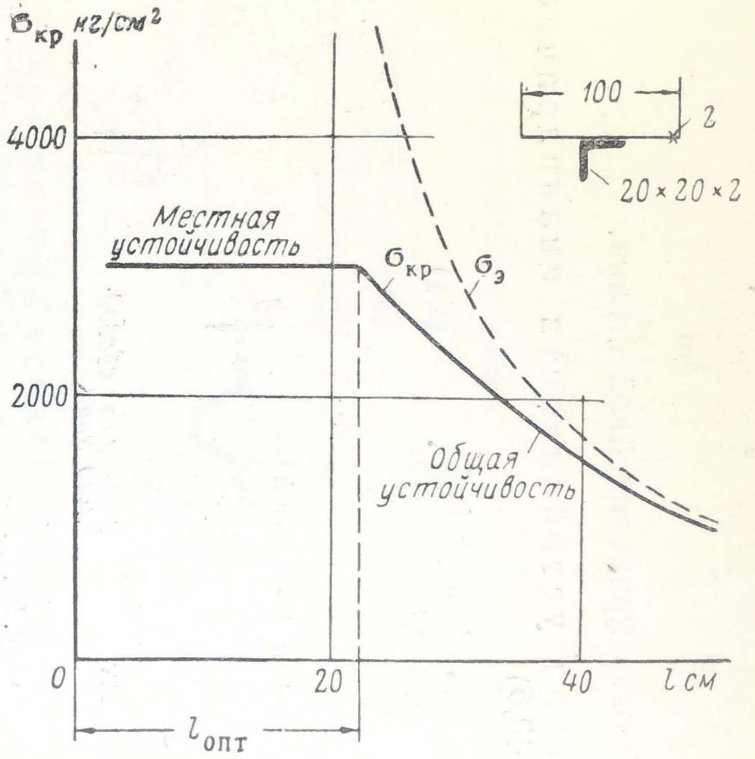


а)



б)

Фиг. 41.



Фиг. 42.

Критические касательные напряжения определяются по формуле, аналогичной (18)

$$\tau_{кр} = \tau_b \frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2}, \qquad (24')$$

где

$$\nu = \frac{\tau_b}{\tau_э};$$

$\tau_b = (0{,}6 - 0{,}65)\,\sigma_b$ — разрушающее напряжение среза материала;

$\tau_э$ — определяется по формуле (23) при значении

$$k = 5{,}6 + \frac{3{,}8}{\left(\frac{a}{b}\right)^2};$$

a и b — длинная и короткая стороны пластины.

Для потери устойчивости длинной цилиндрической панели (фиг. 40,*б*)

$$\tau_э = \frac{5E}{\left(\frac{b}{\delta_{об}}\right)^2} + \frac{0{,}1E}{\frac{r}{\delta_{об}}}.$$

При работе на сдвиг без потери устойчивости разрушающие касательные напряжения равны как для заклепок, так и для болтов:

$$\tau_b = (0{,}6 \div 0{,}65)\,\sigma_b.$$

При работе стенки на сдвиг после потери ею устойчивости разрушающие касательные напряжения принимаются по опытным данным. Для дуралюминовых стенок лонжеронов крыла

$$\tau = 12 \div 15 \ кг/мм^2,$$

для дуралюминовой обшивки бесстрингерного крыла и фюзеляжа

$$\tau = 8 \div 10 \ кг/мм^2$$

и для подкрепленной обшивки

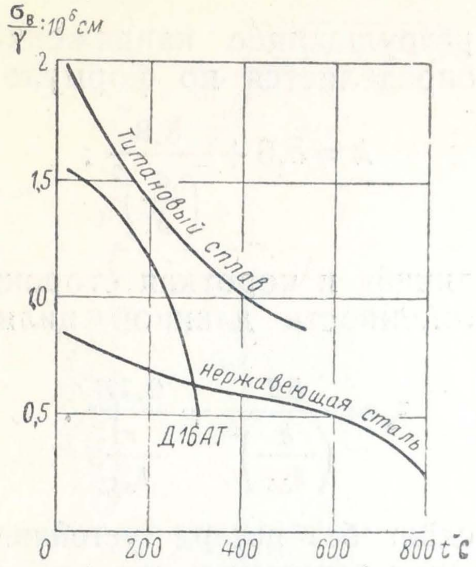
$$\tau = 10 \div 12 \ кг/мм^2.$$

ВЛИЯНИЕ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР НА РАЗРУШАЮЩИЕ НАПРЯЖЕНИЯ

Высокие температуры снижают прочностные и жесткостные свойства материалов. На фиг. 31 показаны значения σ_b, $\sigma_{0,2}$ и E в функции температуры для некоторых конструкционных материалов: дуралюмина, титанового сплава и нержавеющей стали. На фиг. 43 нанесены кривые удельной прочности этих материалов $\frac{\sigma_b}{\gamma}$. Как видно, выгодность применения того или иного материала меняется с температурой. Разрушающие касательные напряжения τ_b

и модуль сдвига G при высоких температурах находятся примерно в тех же соотношениях с σ_b и E, как и при нормальной температуре. То же самое следует сказать и о прочности сварных швов.

При определении критических напряжений элементов конструкции, работающих при высоких температурах, следует учитывать падение модуля упругости и временного сопротивления материала. Данные, приведенные на фиг. 31, соответствуют кратковременному



Фиг. 43.

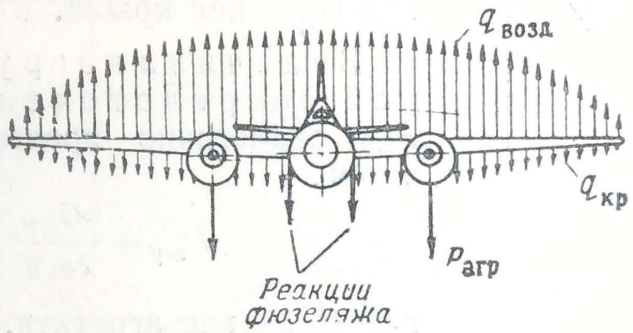
действию нагрузки. При достаточно длительном действии нагрузки вследствие ползучести материала его разрушающее напряжение уменьшается. Так, например, для нержавеющей стали Я1Т при температуре 800° С напряжение σ_b=18 *кг/мм²* при кратковременном действии нагрузки и σ_b=5 *кг/мм²* при 100-часовой ее продолжительности. Следует также иметь в виду, что вследствие ползучести материала появляются остаточные деформации, которые, накопившись в конструкции с течением времени, могут превзойти допустимые пределы.

Глава III

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КРЫЛО

Нагрузки крыла являются исходными данными для анализа работы конструкции.

На крыло действуют следующие нагрузки (фиг. 44): распределенные воздушные силы $q_{возд}$, распределенные массовые силы



Фиг. 44.

конструкции крыла $q_{кр}$ и сосредоточенные силы от масс агрегатов $P_{агр}$, находящихся в крыле (двигатель, топливо, оборудование и т. д.). Перейдем к вопросу определения этих нагрузок. Исходной величиной является коэффициент расчетной перегрузки $n_{расч}=n^э f$, который определяется по нормам прочности для каждого расчетного случая *.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩЕЙ НА КРЫЛО

Величина аэродинамической нагрузки $P_{возд}$. В нормах прочности коэффициент перегрузки относят к подъемной силе Y, которую определяем по формуле

$$Y=nG,$$

где G — полетный вес самолета

* Для простоты в дальнейшем вместо $n_{расч}$ будем писать n.

Воздушную силу $P_{\text{возд}}$ (фиг. 45) находим по формуле

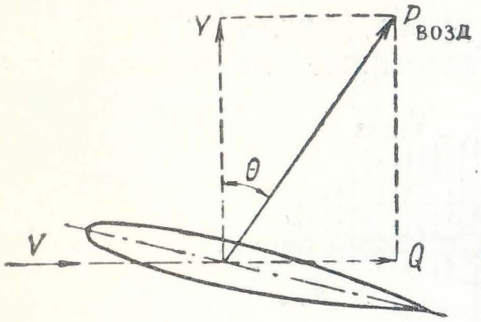
$$P_{\text{возд}} = \frac{Y}{\cos\theta} = \frac{nG}{\cos\theta}, \qquad (25)$$

где

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{c_{x\,\text{кр}}}{c_{y\,\text{кр}}},$$

$c_{x\,\text{кр}}$ и $c_{y\,\text{кр}}$ — коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы крыла, которые берут по поляре крыла для угла атаки, соответствующего расчетному случаю.

Величина массовой нагрузки конструкции крыла $P_{\text{кр}}$ по аналогии с формулой (25) определяется следующим выражением:



Фиг. 45.

$$P_{\text{кр}} = \frac{nG_{\text{кр}}}{\cos\theta}, \qquad (26)$$

где $G_{\text{кр}}$ — вес крыла.

Величина нагрузки от каждой сосредоточенной массы $P_{\text{агр}}$ аналогично предыдущему получится

$$P_{\text{агр}} = \frac{nG_{\text{агр}}}{\cos\theta}, \qquad (27)$$

где $G_{\text{агр}}$ — вес агрегата.

В формулах (25), (26) и (27) ввиду малости θ можно принять $\cos\theta = 1$.

Определив величины нагрузок, переходим к распределению их по размаху крыла.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗКИ ПО КРЫЛУ

Распределение аэродинамической нагрузки вдоль размаха крыла с небольшой погрешностью может быть принято по закону распределения подъемной силы. Некоторая погрешность здесь существует вследствие различных законов распределения c_y и c_x по размаху. Следовательно, погонная воздушная нагрузка (фиг. 46)

$$q_{\text{возд}} = q_y,$$

где $q_y = f c_y b \frac{\rho v^2}{2}$ — погонная нагрузка от подъемной силы с учетом коэффициента безопасности f;

c_y и b — переменные по размаху коэффициент подъемной силы и хорда.

Скоростной напор $\frac{\rho v^2}{2}$ определим из уравнения подъемной силы

$$nG = f c_{y\,кр} S \frac{\rho v^2}{2},$$

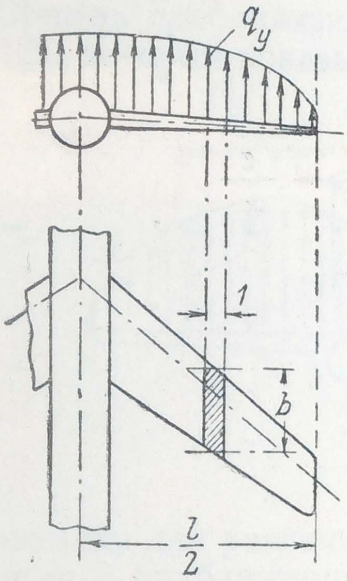
откуда

$$\frac{\rho v^2}{2} = \frac{nG}{f c_{y\,кр} S},$$

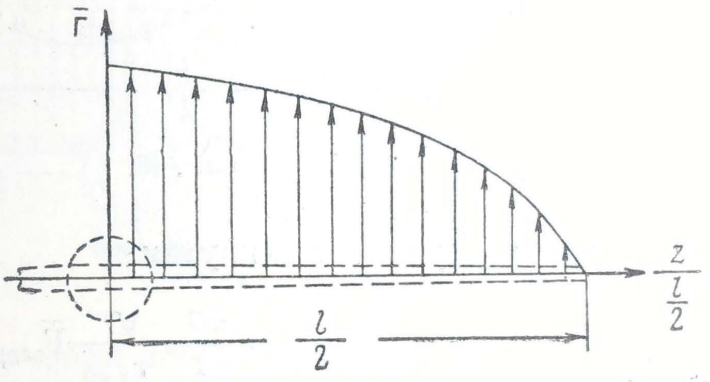
где $S = l b_{ср}$ — несущая поверхность крыла;
$c_{y\,кр}$ и $b_{ср}$ — средние значения коэффициента подъемной силы и хорды крыла.

Подставляя $\frac{\rho v^2}{2}$ в формулу для q_y, получим

$$q_y = \frac{nG}{l} \frac{c_y b}{c_{y\,кр} b_{ср}}. \qquad (28)$$



Фиг. 46.



Фиг. 47.

Здесь величина $\frac{nG}{l}$ представляет собой среднюю погонную нагрузку, которая исправляется переменной относительной циркуляцией $\bar{\Gamma} = \frac{c_y b}{c_{y\,кр} b_{ср}}$.

В таком случае

$$q_y = \frac{nG}{l} \bar{\Gamma}. \qquad (29)$$

Для геометрически подобных крыльев с одинаковой круткой кривые относительных циркуляций $\bar{\Gamma} = f\left(\frac{z}{\frac{l}{2}}\right)$ имеют вид, изображенный на фиг. 47.

Для закрученного крыла * удобно погонную нагрузку q_y определять как сумму погонной нагрузки плоского крыла $q_{y\,\text{плоск}}$ и погонной нагрузки только за счет закрутки $q_{y\,\text{закр}}$.

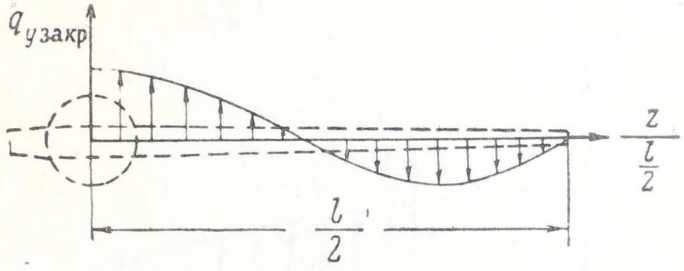
$$q_y = q_{y\,\text{плоск}} + q_{y\,\text{закр}}.$$

На фиг. 48 показано распределение по размаху погонной нагрузки $q_{y\,\text{закр}}$.

Погонную нагрузку для плоского, незакрученного крыла найдем по формуле (29)

$$q_{y\,\text{плоск}} = \frac{nG}{l}\,\bar{\Gamma}_{\text{плоск}},$$

где $\bar{\Gamma}_{\text{плоск}}$ — относительная циркуляция плоского крыла, зависящая от вида крыла в плане.



Фиг. 48.

Погонная нагрузка от закрутки

$$q_{y\,\text{закр}} = \frac{nG}{l}\,\frac{\varphi^\circ}{c_{y\,\text{кр}}}\,\bar{\Gamma}_{\text{закр}},$$

где $\bar{\Gamma}_{\text{закр}} = \dfrac{\Delta c_y b}{b_{\text{ср}}}$ — относительная циркуляция крыла вследствие его закрученности;

φ° — угол закрутки конца крыла.

Кривые $\bar{\Gamma}_{\text{плоск}}$ и $\bar{\Gamma}_{\text{закр}}$ для различных трапециевидных крыльев приводятся в нормах прочности самолетов и в справочной литературе по аэродинамике.

Следует отметить, что на участке крыла, где расположены моторные гондолы и фюзеляж, происходит некоторое падение подъемной силы. Вследствие этого на остальной части крыла подъемная сила должна несколько увеличиться. Понятно, что суммарное значение подъемной силы должно соответствовать величине nG. Отмеченное перераспределение нагрузки отсутствует на больших углах атаки и может быть существенным для полета на малых ее углах (фиг. 49). В нормах прочности рекомендуют учитывать влияние

* Закрученным называется крыло, у которого при $c_{y\,\text{кр}} = 0$ величины c_y сечений отличны от нуля.

фюзеляжа и моторных гондол, вводя в расчет поправочные коэффициенты, зависящие от угла атаки.

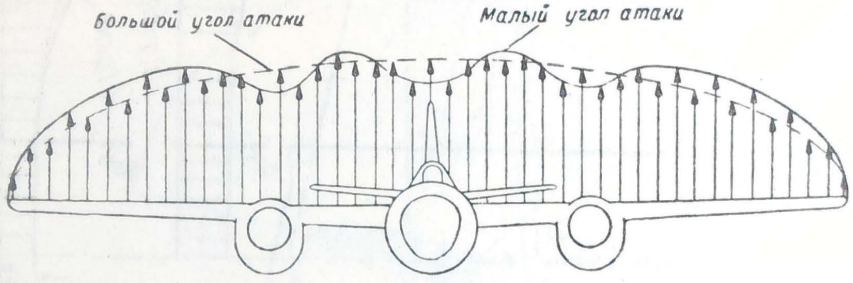
Примечания. 1. Для крыльев с формой в плане, близкой к трапеции, можно пользоваться кривыми $\bar{\Gamma}_{плоск}$ и $\bar{\Gamma}_{закр}$ из справочной литературы, заменяя истинное крыло равновеликой трапецией.

2. Все изложенное выше, строго говоря, применимо только для углов атаки в пределах прямолинейного участка кривой $c_y=f(\alpha)$. Однако в практических расчетах указанным методом пользуются и для других углов атаки.

Для приближенных расчетов прочности крыла можно положить, что $c_y=\text{const}$, тогда по уравнению (28) погонные нагрузки распределяются пропорционально хордам

$$q_y=\frac{nG}{S}b. \tag{30}$$

Степень приближенности последней формулы видна на графике фиг. 50, который показывает положение центра давления полукрыла



Фиг. 49.

по размаху для различных форм плоских крыльев, вычисленного по точному и приближенному методам.

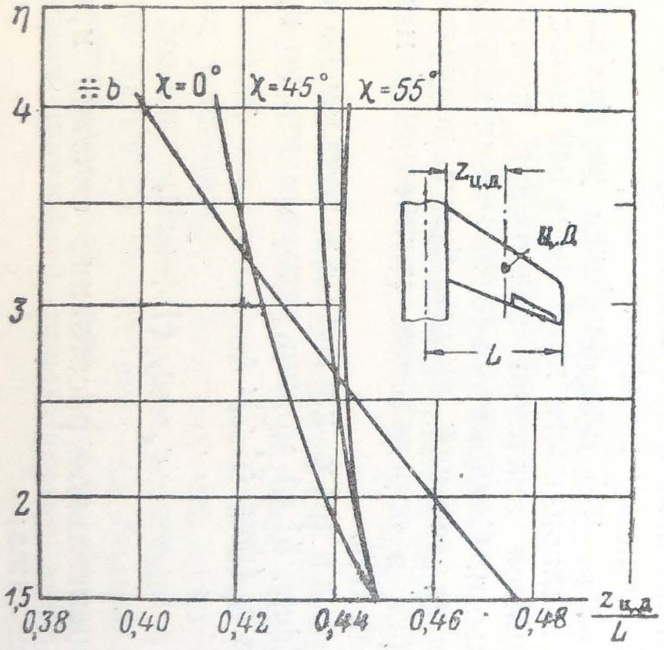
Из графика видно, что для наиболее употребляемых сужений ($\eta<3$) и углов стреловидности приближенный метод дает незначительно отличающиеся значения положения центра давления в сравнении с точными. Следовательно, значения изгибающих моментов M для корневых сечений крыла будут получаться близкими. Возможная ошибка в определении изгибающих моментов лежит обычно в пределах 5%.

Для треугольных крыльев подъемную силу q_y вдоль размаха крыла (фиг. 51,*а*) можно распределять по приближенному закону изменения c_y (фиг. 51,*б*):

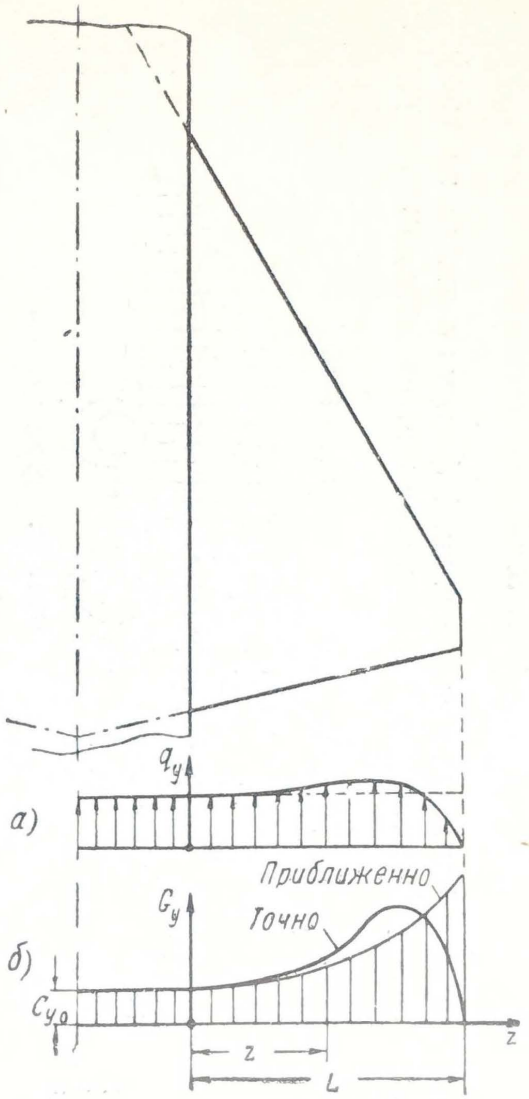
$$c_y=c_{y_0}(1+4\bar{z}^2), \tag{31}$$

где $\bar{z}=\frac{z}{L}$ — относительное расстояние сечения крыла от борта фюзеляжа;

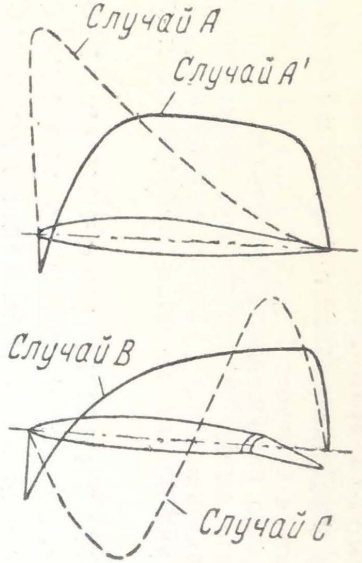
c_{y_0} — коэффициент подъемной силы участка крыла в подфюзеляжной части.



Фиг. 50.



Фиг. 51.



Фиг. 52.

В таком случае по формуле (29) получим

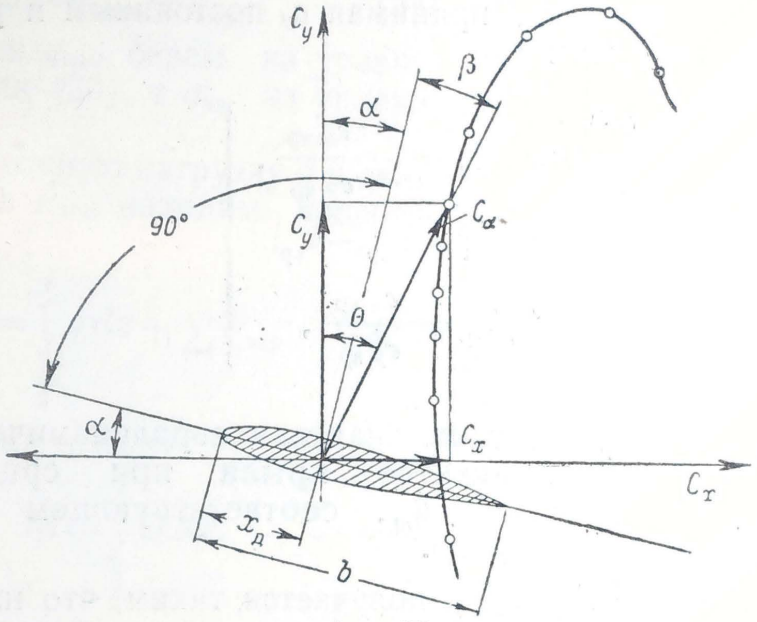
$$q_y = 0{,}6\,\frac{nG}{S - 0{,}4S_\Phi}\,(1 + 4\bar{z}^2)\,b, \tag{32}$$

где S_Φ — площадь подфюзеляжной части крыла.

В прикидочных расчетах прочности треугольных крыльев допустимо считать q_y=const, что дает

$$q_y = \frac{nG}{l}. \tag{33}$$

Распределение аэродинамической нагрузки по хорде крыла наиболее точно можно получить по продув-



Фиг. 53.

кам. Так как продувки не всегда возможны, то пользуются данными норм прочности.

Примерные эпюры нагрузок по хорде в зависимости от случая полета показаны на фиг. 52, из которой видно, что носки и хвостики крыла больше загружены соответственно в случаях A и B, а средняя часть профиля в A'. Нагрузка случая C характерна тем, что она примерно приводится к паре сил. Наибольшее значение разрежения на приведенных эпюрах может достигать 0,7 *кг/см²*.

При полете на сверхзвуковых скоростях распределение нагрузки по хорде можно принять равномерным.

Положение центров давлений и направление действия аэродинамических сил. Положение центра давления по хорде (фиг. 53) в отдельных сечениях крыла найдем по формуле

$$\bar{x}_д = \frac{x_д}{b} = -\frac{c_m}{c_n} \approx -\frac{c_m}{c_y}. \tag{34}$$

Угол наклона β равнодействующей аэродинамической силы с нормалью к хорде в сечении крыла (фиг. 53) определяется по формуле

$$\beta = \theta - \alpha, \tag{35}$$

где

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{c_x}{c_y}.$$

Имея величины c_y для сечений крыла, находим соответствующие им значения α, c_x и c_m, а затем определяем $x_д$ и β по уравнениям (34) и (35). Однако расчеты показывают, что с достаточной для практики точностью при неотклоненных элеронах можно центры давления $x_д$ и углы β в сечениях крыла считать постоянными по размаху и определять их, принимая c_y постоянным и равным $c_{y\,кр}$ В таком случае получим

$$\left.\begin{aligned} x_д &= -\frac{c_{m\,кр}}{c_{y\,кр}}, \\ \beta &= \alpha_{кр} - \theta_{кр}, \\ \operatorname{tg}\theta_{кр} &= \frac{c_{x\,кр}}{c_{y\,кр}}, \end{aligned}\right\} \tag{36}$$

где $c_{y\,кр}$, $c_{x\,кр}$ и $c_{m\,кр}$ — средние значения аэродинамических коэффициентов крыла при среднем угле атаки $\alpha_{кр}$, соответствующем расчетному случаю.

Обычно в случае A угол β получается таким, что нагрузка $q_{возд}$ направлена вперед по отношению к нормали (фиг. 53). В остальных расчетных случаях $q_{возд}$ направлена назад.

Распределение массовых сил крыла $P_{кр}$ по размаху проводят по закону распределения веса вдоль крыла или приближенно по эмпирическим формулам. С незначительной погрешностью считают вес крыла распределенным по размаху пропорционально воздушной нагрузке или хордам. В таком случае погонная нагрузка массовых сил крыла будет

$$q_{кр} = \frac{nG_{кр}}{l}\bar{\Gamma}. \tag{37}$$

Центр приложения этих сил по хорде является центром тяжести конструкции крыла, который обычно расположен от носка на расстоянии 40—45% хорды, а по направлению массовые силы принимаются параллельными аэродинамическим силам. Сосредоточенные силы от агрегатов приложены в центрах тяжести агрегатов и направлены параллельно аэродинамическим силам.

ПОСТРОЕНИЕ ЭПЮР ПОПЕРЕЧНЫХ СИЛ И МОМЕНТОВ КРЫЛА

Для расчета крыла в отдельных его сечениях надо знать величины поперечных сил Q, изгибающих моментов M и моментов M_z относительно средней линии хорд крыла. Для этого необходимо построить эпюры Q, M и M_z, как для двухопорной балки с консолями (фиг. 54), нагруженной распределенными и сосредоточенными силами. Опорами крыла являются его узлы крепления к фюзеляжу. Распределенную нагрузку на участке фюзеляжа относим к самому фюзеляжу. Вначале изложим порядок построения эпюр Q и M.

Эпюры Q и M можно строить сразу от разности

$$q = q_{\text{возд}} - q_{\text{кр}}, \qquad (38)$$

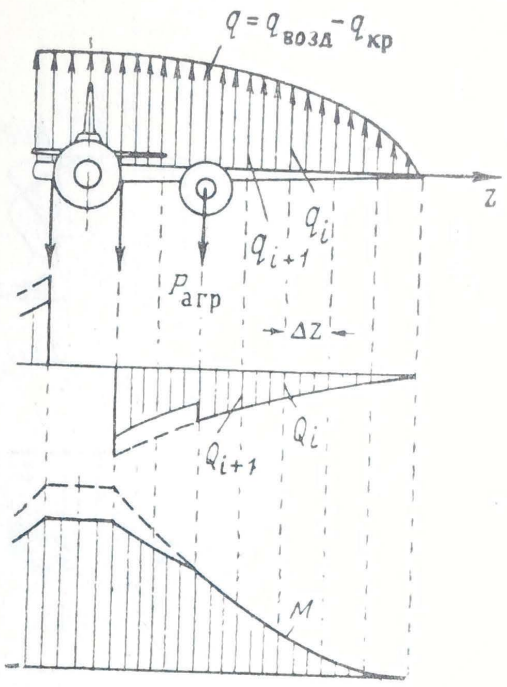
где значения $q_{\text{возд}}$ берем из уравнений (29) или (30), а $q_{\text{кр}}$ из уравнения (37).

Имея погонную нагрузку q и силы от агрегатов $P_{\text{агр}}$, находим поперечную силу

$$Q = \int_{\frac{l}{2}}^{z} q\,dz + \sum P_{\text{агр}} \qquad (39)$$

и изгибающий момент

$$M = \int_{\frac{l}{2}}^{z} Q\,dz. \qquad (40)$$



Фиг. 54.

В выражении (39) под знаком суммы включаются массовые силы всех грузов, находящихся справа от данного сечения.

Интегрирование проводим методом трапеций, пользуясь табл. 1.

Таблица 1

№ сечений	q_i	$\frac{q_i + q_{i+1}}{2}$	Δz	ΔQ	Q_i	$\frac{Q_i + Q_{i+1}}{2}$	ΔM	M

Разбиваем крыло на ряд равноотстоящих сечений и по формуле (38) находим соответствующие значения q_i, которые заносим в таблицу.

Далее находим приращения поперечной силы

$$\Delta Q = \frac{q_i + q_{i+1}}{2} \Delta z,$$

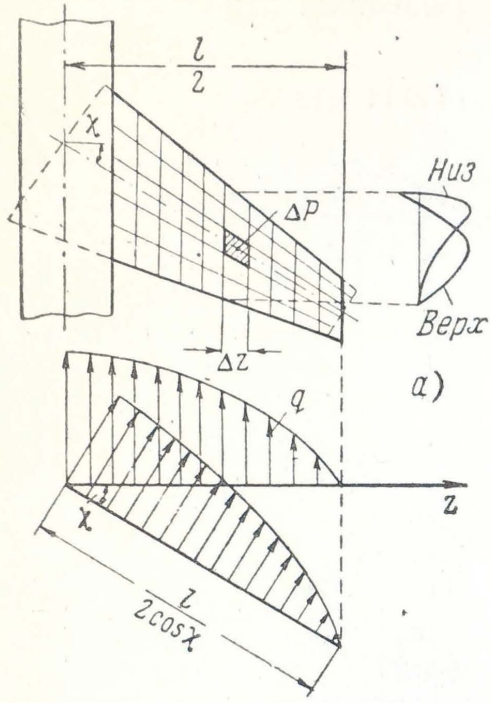
где q_i и q_{i+1} — погонные силы в двух рядом стоящих сечениях крыла;

Δz — расстояние между этими сечениями.

Уточняя величину ΔQ на участке конца крыла, можно определить ее как площадь параболы

$$\Delta Q_{\text{конца}} = \frac{2}{3} q_1 \Delta z,$$

где q_1 — погонная сила в первом сечении от конца крыла.



Фиг. 55.

Последовательное суммирование величин ΔQ дает поперечную силу в любом сечении крыла

$$Q = \sum \Delta Q.$$

Затем находим приращение изгибающего момента

$$\Delta M = \frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \Delta z,$$

где Q_i и Q_{i+1} — поперечные силы в двух рядом стоящих сечениях.

Последовательное суммирование величин ΔM дает изгибающий момент в любом сечении крыла

$$M = \sum \Delta M.$$

Суммирование ΔQ и ΔM проводим от свободного конца крыла к фюзеляжу.

Выше строились эпюры Q и M в плоскости, перпендикулярной оси самолета для крыла любой формы в плане.

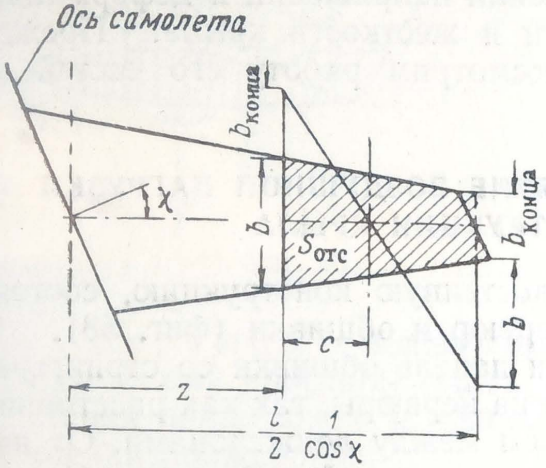
Для стреловидных крыльев распределение погонных нагрузок q и построение эпюр Q и M удобно вести для истинной длины $\frac{l}{2\cos\chi}$ полукрыла вдоль его оси. Для этого стреловидное крыло приближенно заменяем равновеликим прямым (фиг. 55) и распределяем нагрузку по длине $\frac{l}{2\cos\chi}$.

Более точно эпюры Q и M для стреловидного крыла надо строить следующим образом.

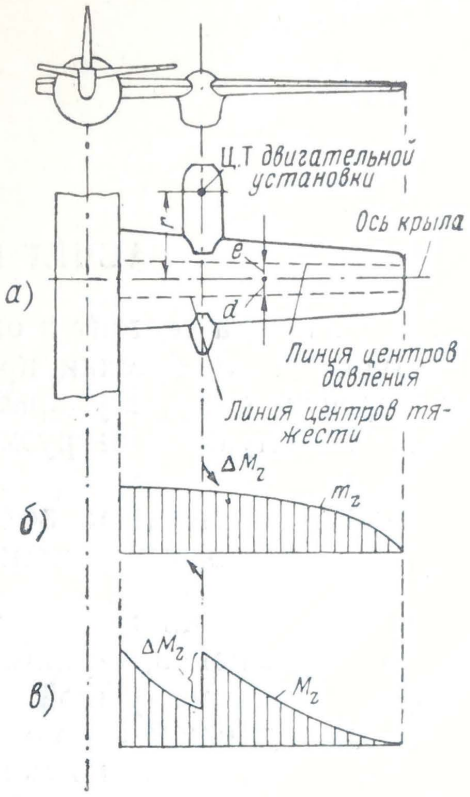
Разбиваем площадь консоли на систему отсеков (фиг. 55), равноудаленными линиями по потоку и образующими линиями крыла.

Определяем силу ΔP каждого отсека верхней и нижней поверхностей крыла умножением площади отсека на величину давления, взятого с кривых распределения давления по хорде крыла. Примерный их вид показан на фиг. 55,*а*. Сумма сил отсеков в поточном сечении крыла должна равняться $q\Delta z$. Силы отсеков ΔP переносим вдоль нервюр на ось крыла с моментами и далее строим вдоль этой оси эпюры Q и M. Следует отметить, что силы ΔP могут быть использованы для загружения лямок при статическом испытании крыла.

Иногда требуется проверить прочность только в одном сечении крыла. В этом случае нет необходимости



Фиг. 56.



Фиг. 57.

строить эпюры. Величины Q и M для одного сечения крыла определяют по формуле (30) следующим образом:

$$Q=\frac{n(G-G_{кр})}{S}S_{отс} \tag{41}$$

и

$$M=Qc, \tag{42}$$

где $S_{отс}$ — площадь отсеченной части крыла (фиг. 56);

c — расстояние между средней линией трапеции и сечением.

Построение эпюры моментов относительно оси крыла (фиг. 57).

Определяем погонный момент

$$m_z=q_{возд}e+q_{кр}d \tag{43}$$

и сосредоточенный момент (фиг. 57, *б*)

$$\Delta M_z=P_{агр}r, \tag{44}$$

где e, d и r — расстояния вдоль нервюры от точек приложения нагрузок до оси крыла (фиг. 57, *а*).

Интегрируя эпюру m_z (фиг. 57,*б*) и учитывая ΔM_z, получаем эпюру моментов крыла M_z (фиг. 57,*в*) относительно его продольной оси.

Глава IV

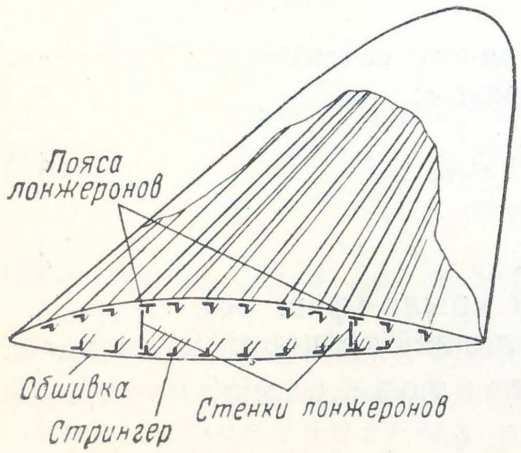
РАСЧЕТ ПРЯМОГО КРЫЛА

Расчет крыла состоит в определении напряжений и деформаций, необходимых для оценки прочности и жесткости крыла. Прежде чем перейти к расчету крыла, рассмотрим работу его частей от действия воздушной нагрузки.

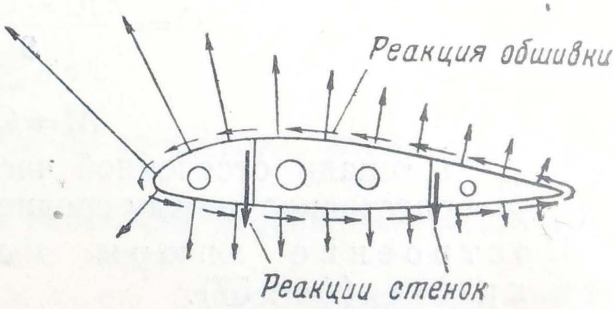
ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЕ ВОСПРИНЯТИЕ ВОЗДУШНОЙ НАГРУЗКИ ЭЛЕМЕНТАМИ КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА

Крыло представляет собой тонкостенную конструкцию, состоящую из лонжеронов, стрингеров, нервюр и обшивки (фиг. 58).

От действия воздушной нагрузки панель обшивки со стрингерами изгибается, опираясь в основном на нервюры, так как расстояние между ними значительно меньше, чем между лонжеронами. От нагрузок панелей нервюры работают на изгиб в своих плоскостях, опираясь на стенки лонжеронов и обшивку крыла (фиг. 59).



Фиг. 58.



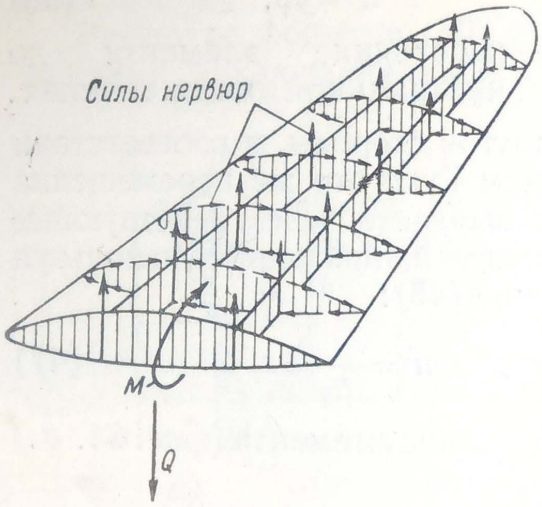
Фиг. 59.

Касательные силы стенок лонжеронов и обшивки передаются на фюзеляж, вызывая изгиб и кручение всего крыла (фиг. 60). От действия изгибающего момента возникают осевые усилия (нормальные напряжения) в поясах лонжеронов $N_{п}$, стрингерах $N_{стр}$ и обшивке $\sigma_{об}$ (фиг. 61). От действия поперечной силы появляются касательные напряжения в стенках лонжеронов $\tau_{ст}$ и в обшивке $\tau_{об}$.

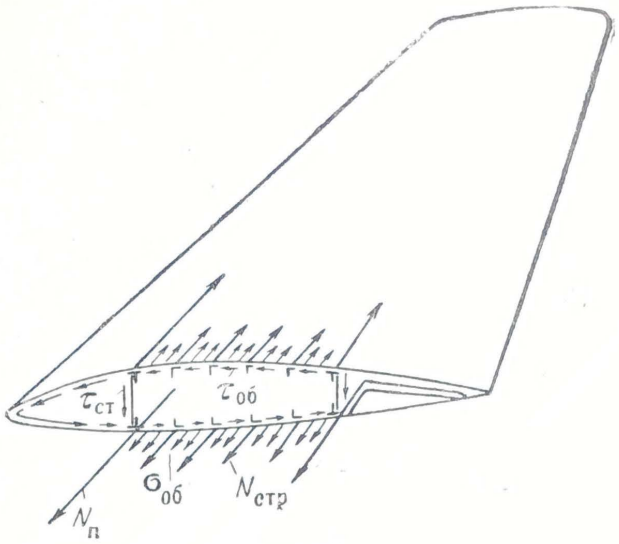
На основании изложенного можно определить назначение каждого элемента крыла.

Лонжероны — двухпоясные продольные балки, пояса которых работают на осевые усилия, а стенки — на сдвиг.

Стрингеры — продольные элементы, работающие на осевые усилия от действия изгибающего момента крыла. Кроме того, они вместе с обшивкой работают на поперечный изгиб от воздушной нагрузки.



Фиг. 60.



Фиг. 61

Нервюры — поперечные балки, которые обеспечивают заданную форму профиля крыла и передают воздушную нагрузку на стенки лонжеронов и обшивку, подкрепляя стрингеры, обшивку и стенки лонжеронов.

Обшивка — служит для придания крылу обтекаемой формы, воспринимает воздушную нагрузку и работает на нормальные и касательные напряжения от изгиба и кручения крыла.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НОРМАЛЬНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И ДЕФОРМАЦИЙ

Метод редукционных коэффициентов

Рассмотрим крыло, продольные элементы которого изготовлены из разных материалов и работают за пределом пропорциональности и устойчивости. Для каждого такого элемента зависимость напряжения σ в функции относительной деформации ε изображена на фиг. 62. Для упрощения расчета приведем все элементы к одному фиктивному материалу, подчиняющемуся закону Гука, с модулем упругости E. Тогда, очевидно, напряжение любого элемента σ можно выразить через фиктивное $\sigma_ф$:

$$\sigma = \sigma_ф \varphi, \tag{45}$$

где $\varphi = \frac{\sigma}{\sigma_ф}$ — редукционный коэффициент, показывающий, во сколько раз напряжение в элементе меньше фиктивного.

Перейдем к определению нормальных напряжений.

При изгибе крыла (фиг. 63) в его поперечных сечениях возникают нормальные напряжения σ (фиг. 64). Для определения этих напряжений рассмотрим поворот плоскости сечения крыла относительно сечения aa на некоторый угол β (фиг. 64,a). Соответственно этому повороту любой элемент сечения bb получит продольное перемещение

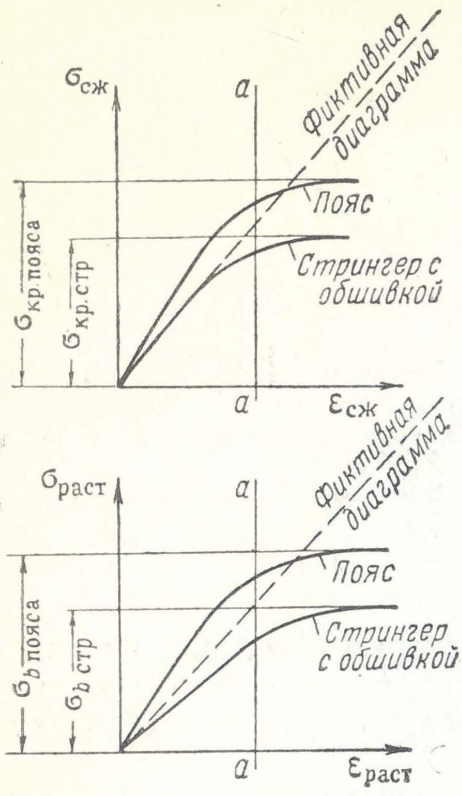
$$u = y\beta, \tag{46}$$

где y — расстояние элемента до нейтральной линии сечения.

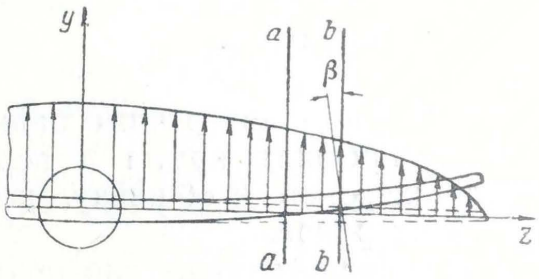
С другой стороны, в соответствии с законом Гука это же перемещение можно выразить через действующее в элементе напряжение, используя уравнение (45):

$$u = \frac{\sigma}{E\varphi}\Delta z, \tag{47}$$

где Δz — длина элемента (фиг. 64, a.)



Фиг. 62.



Фиг. 63.

Приравнивая правые части равенств (46) и (47), находим

$$\sigma = Ay\varphi, \tag{48}$$

где

$$A = \frac{\beta E}{\Delta z}.$$

Подставляя значение σ в уравнение равновесия

$$M = \int_F y\sigma\, dF, \tag{49}$$

получим постоянную A, а затем из уравнения (48) напряжение

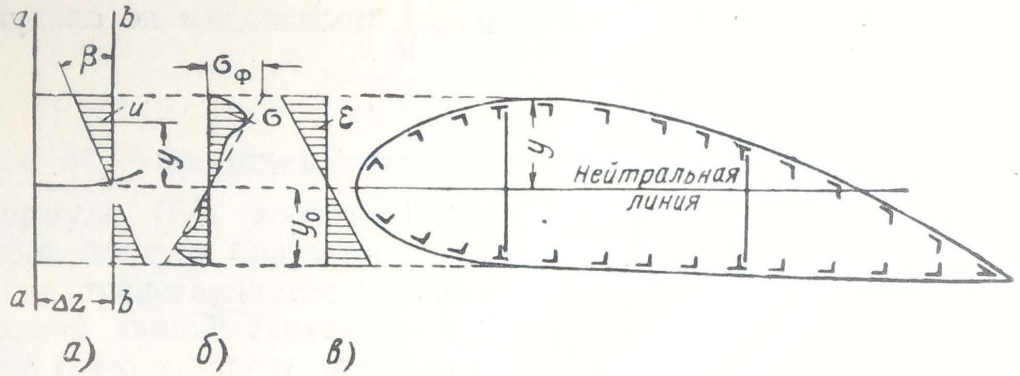
$$\sigma = \frac{M}{I}y\varphi, \tag{50}$$

где M — изгибающий момент в сечении крыла;

$I = \int_F y^2\varphi\, dF$ — момент инерции редуцированного сечения крыла относительно его нейтральной линии.

Как видно из уравнения (50), для определения σ необходимо знать φ, а следовательно, располагать диаграммами $\sigma=f(\varepsilon)$. Для элементов моноблочного крыла эти диаграммы обычно имеют вид, изображенный на фиг. 62. Их следует получать из опыта или следующим образом: через начало координат и точки предела пропорциональности проводим прямые, которые плавно сопрягаем с точками σ_b и $\sigma_{кр}$.

Расчет по формуле (50) проводится последовательными приближениями, заключающимися в следующем. Выбрав вначале фиктив-



Фиг. 64.

ную прямолинейную диаграмму $\sigma_ф=f(\varepsilon)$ (фиг. 62), задаемся редукционными коэффициентами первого приближения φ_1 и находим по уравнению (50) напряжения первого приближения σ_1. По σ_1 и по диаграммам $\sigma=f(\varepsilon)$ (см. фиг. 62) определяем редукционные коэффициенты второго приближения φ_2, а затем по формуле (50) напряжения второго приближения σ_2 и т. д. до тех пор, пока напряжения двух последовательных приближений не окажутся одинаковыми.

Расчет можно упростить, если выбрать редукционные коэффициенты первого приближения, задавшись эпюрой относительных деформаций ε (фиг. 64,*в*) и положением нейтральной линии по середине высоты сечения.

Ввиду того, что при расчете крыла на разрушающие нагрузки относительные деформации получаются значительными, то приходится пользоваться участком диаграммы $\sigma=f(\varepsilon)$ правее вертикали *аа*, проходящей через точку пересечения фиктивной диаграммы с горизонталью σ_b или $\sigma_{кр}$ (см. фиг. 62). Принимая правее линии *аа* кривые напряжений параллельными оси абсцисс и деформации элементов одинаковыми (что достаточно справедливо для элементов межлонжеронной части крыла), находим значения редукционных коэффициентов и без последовательных приближений. При этом все элементы следует редуцировать по отношению к стрингерам, определяющим прочность моноблочного крыла, так как после их разрушения нагрузка большого количества стрингеров будет передаваться на пояса лонжеронов, которые разрушатся без увеличения внешней нагрузки крыла.

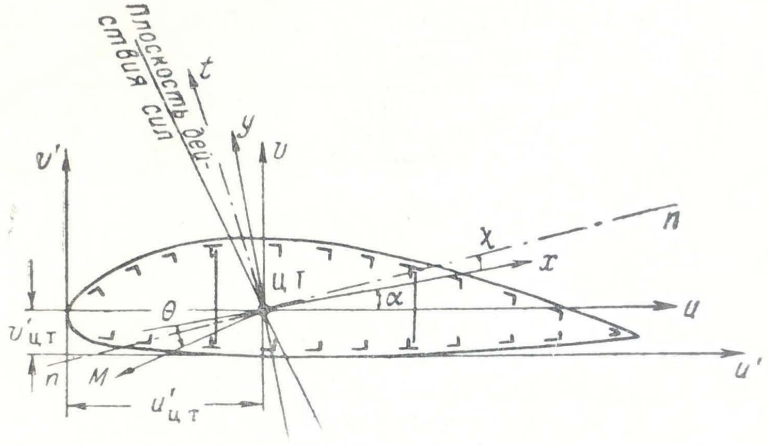
Редукционные коэффициенты стрингеров с присоединенной к ним обшивкой принимают равными единице ($\varphi_{стр}=1$). В таком случае редукционный коэффициент пояса в сжатой зоне крыла будет

$$\varphi_{п.\,сж}=\frac{\sigma_{кр.\,п}}{\sigma_{кр.\,стр}},$$

а в растянутой зоне

$$\varphi_{п.\,раст}=\frac{\sigma_{b\,п}}{\sigma_{b\,стр}}.$$

При помощи редукционных коэффициентов весь расчет крыла как балки, работающей на косой изгиб, производим по следующей схеме.



Фиг. 65.

Определяем координаты центра тяжести сечения крыла относительно произвольных осей u' и v' (фиг. 65):

$$\left.\begin{aligned} u'_{ц.\,т}&=\frac{\sum\Delta F_i\varphi_i u'_i}{\sum\Delta F_i\varphi_i},\\ v'_{ц.\,т}&=\frac{\sum\Delta F_i\varphi_i v'_i}{\sum\Delta F_i\varphi_i}, \end{aligned}\right\} \qquad (51)$$

где $\Delta F_i\varphi_i$ — редуцированная площадь i элемента;

u'_i и v'_i — координаты центра тяжести i элемента относительно осей u' и v'.

Находим угол α поворота главных осей (x и y) инерции

$$\operatorname{tg}2\alpha=\frac{2I_{uv}}{I_v-I_u}, \qquad (52)$$

где I_u, I_v и I_{uv} — экваториальные и центробежный моменты инерции редуцированного сечения крыла относительно центральных осей u и v, параллельных осям u' и v'.

Угол α — положительный при повороте осей x и y против часовой стрелки.

Если центральные оси направить параллельно и перпендикулярно хорде крыла, то угол α обычно получается малым и практически им можно пренебречь.

Вычисляем моменты инерции редуцированного сечения крыла относительно главных осей

$$\left.\begin{aligned} I_x &= I_u \cos^2\alpha + I_v \sin^2\alpha - I_{uv} \sin 2\alpha, \\ I_y &= I_u \sin^2\alpha + I_v \cos^2\alpha + I_{uv} \sin 2\alpha. \end{aligned}\right\} \quad (53)$$

Определяем фиктивные нормальные напряжения в элементах крыла

$$\sigma = \frac{M_x}{I_x} y + \frac{M_y}{I_y} x, \quad (54)$$

где M_x и M_y — проекции вектора момента на главные оси x и y.

В формуле (54) координаты x и y для поясов лонжеронов и стрингеров следует брать до их центров тяжести.

Иногда представляется удобным проводить расчет относительно нейтральной линии сечения n—n (фиг. 65), угол наклона которой с главной осью x определяется из равенства

$$\operatorname{tg}\chi = \frac{I_x}{I_y} \operatorname{tg}\theta,$$

где θ — угол между вектором момента и осью x.

В таком случае фиктивное напряжение будет

$$\sigma = \frac{M_n}{I_n} t,$$

где M_n — проекция вектора момента на нейтральную линию;

I_n — момент инерции редуцированного сечения относительно нейтральной линии, определяемый по первому уравнению (53) при замене в нем α на χ, а u и v на x и y;

t — перпендикуляр, опущенный из ц. т. элемента на нейтральную линию.

Полученные напряжения в стрингерах крыла должны быть равны разрушающим, так как мы рассчитываем крыло на разрушающие силы. Эти напряжения могут оказаться и меньше разрушающих, тогда будет избыток прочности. Коэффициент избытка прочности определяется отношением разрушающего напряжения к полученному в наиболее загруженном стрингере.

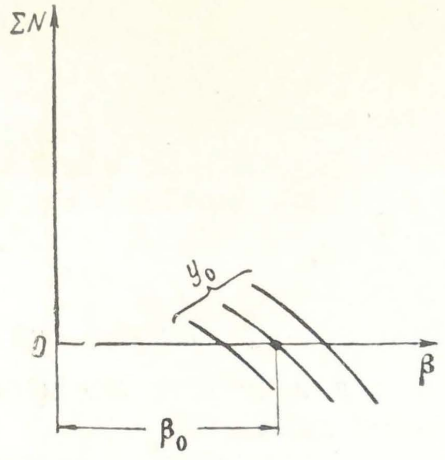
Графоаналитический метод расчета

Этот метод состоит в следующем. Задаваясь нейтральной линией y_0 (см. фиг. 64) и углом поворота сечения β, находим относительную деформацию любого элемента

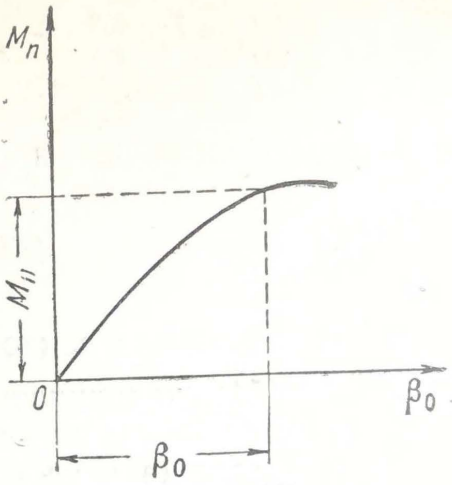
$$\varepsilon = \frac{u}{\Delta z}$$

и по диаграммам $\sigma = f(\varepsilon)$ (см. фиг. 62) определяем σ. Зная напряжения в элементах σ, находим сумму продольных сил ΣN элементов сечения крыла и для нескольких значений β строим график $\Sigma N = f(\beta)$ (фиг. 66), из которого определяем значение β_0, соответствующее $\Sigma N = 0$.

Кривые ΣN строим для нескольких значений y_0. Для каждого значения β_0 и y_0 определяем по формуле (46) значения u, затем ε и σ. Определив σ, нахо-



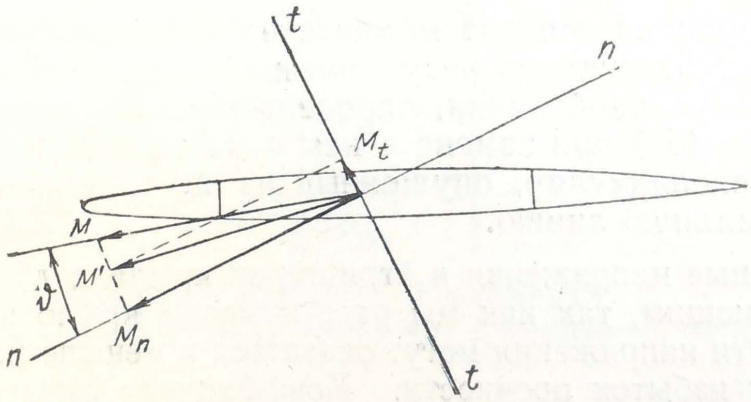
Фиг. 66.



Фиг. 67.

дим по уравнению (49) момент внутренних сил относительно нейтральной линии M_n и строим график $M_n = f(\beta_0)$ (фиг. 67). По графикам, приведенным на фиг. 66 и 67, определение нормальных напряжений сводится к следующему. По моменту M, действующему в сечении крыла, находим $M_n = M \cos \vartheta$ [ϑ — угол между вектором M и нейтральной линией n—n (фиг. 68)] и по нему из графика фиг. 67 — величину β_0, а по графику (66) — соответствующее значение y_0. По y_0 и β_0 находим по формуле (46) значение u, затем ε и σ для каждого элемента.

Изложенный расчет справедлив при заранее известном угле наклона ϑ нейтральной линии, как, например, при прямом изгибе симметричного сечения.



Фиг. 68.

В противном случае для определения σ необходимо в дополнение к изложенному найти угол ϑ. Для этого требуется провести расчет указанным выше порядком при нескольких значениях угла ϑ, определяя каждый раз момент M_t (фиг. 68) относительно оси t—t, перпендикулярной нейтральной линии n—n. Расчет следует проводить до тех пор, пока равнодействующий момент

$$M' = \sqrt{M_n^2 + M_t^2}$$

не совпадет с действующим моментом M.

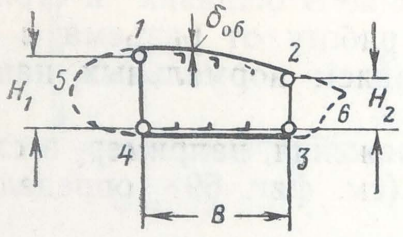
Приближенный метод

Приближенное определение напряжений основано на следующих допущениях. Считаем, что изгибающий момент M воспринимается только межлонжеронной частью крыла *1—2—3—4* (фиг. 69). При этом пренебрегаем работой носовой (*1—5—4*) и хвостовой (*2—6—3*) частей сечения. Такое допущение вполне возможно, так как носок и хвостик расположены близко к нейтральной оси и поэтому мало влияют на величину момента инерции сечения. То же самое относится и к стенкам лонжеронов *1—4* и *2—3*.

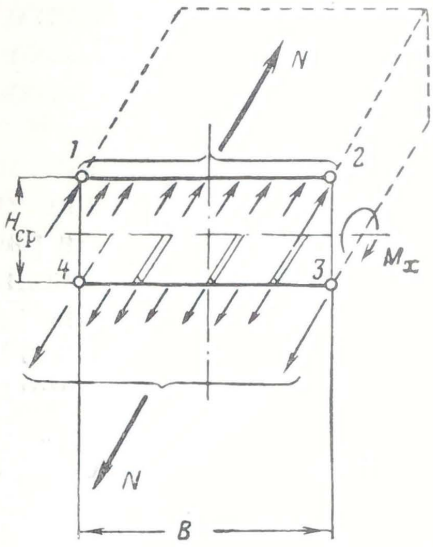
Сечение *1—2—3—4* вследствие небольшой разницы в высотах межлонжеронной части крыла можно принять за прямоугольник (фиг. 70) со средней высотой

$$H_{ср}=\frac{F}{B},$$

где F — площадь, ограниченная межлонжеронной частью крыла.



Фиг. 69.



Фиг. 70.

В таком случае составляющую часть момента M_x заменяем парой сил

$$M_x=NH_{ср}.$$

В одной панели от действия силы N возникнут осевые усилия и напряжения сжатия, а в другой — растяжения (фиг. 70).

По силам в панелях определяем напряжения в стрингерах с учетом составляющей момента M_y. Так, например, в сжатом верхнем переднем стрингере

$$\sigma_{стр}=\frac{M_x}{H_{ср}\left[(F_1+F_2)\,\varphi_{п.\,сж}+\sum f_{стр}\right]}+\frac{M_y}{W}, \qquad (55)$$

где F_i и $f_{стр}$ — площади сечений i пояса и стрингера с присоединенной обшивкой;

$W=2\frac{\delta B^2}{6}$ — момент сопротивления горизонтальных панелей;

$\delta=\frac{\sum f_{стр}}{B}$ — приведенная толщина обшивки.

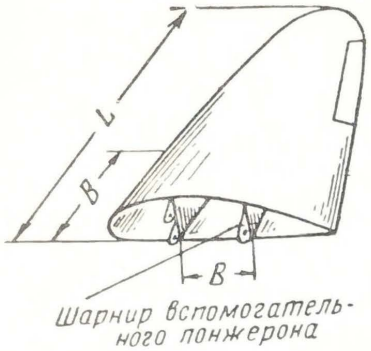
Полученные напряжения в стрингерах должны быть равны разрушающим. Эти напряжения могут оказаться и меньше разрушаю-

щих. В этом случае будет избыток прочности. Коэффициент избытка прочности получим, если взять отношение разрушающего напряжения к полученному напряжению наиболее загруженного стрингера.

Определение нормальных напряжений у разъема крыла и вырезов

Выше мы рассчитывали сечения, находящиеся вдали от разъема крыла и вырезов.

В месте разъема стык крыла может быть контурным или четырехточечным (против поясов лонжеронов). При контурном соединении крыла конструкцию можно рассматривать как одно целое. При четырехточечной стыковке крыла обшивка и стрингеры работают около разъема менее эффективно.



Фиг. 71.

В этом случае надо считать, что изгибающий момент непосредственно у разъема воспринимается только поясами лонжеронов. На расстоянии $\sim B$ по длине крыла и дальше сечения работают так же, как и вдали от разъема. По длине B обшивка и стрингеры включаются в работу от разъема с постепенным нарастанием нормальных напряжений.

Таким образом, около разъема напряжения, например, в сжатом верхнем поясе переднего лонжерона (см. фиг. 69) определяются по формуле

$$\sigma_{\text{п}} = \frac{M_x}{H_{\text{ср}}(F_1+F_2)} \pm \frac{M_y}{B(F_1+F_4)},$$

где $H_{\text{ср}} = \frac{H_1+H_2}{2}$ — средняя высота лонжеронов.

Если в крыле имеется вырез, то при определении нормальных напряжений его влияние учитываем так же, как и влияние разъема с четырехточечным стыком. Это относится и к трехточечному стыку (однолонжеронное крыло), так как воспомогательный лонжерон крепится шарнирно (фиг. 71) и включается в изгиб крыла постепенно. Можно считать, что от разъема на расстоянии B, равном расстоянию между лонжеронами, как вспомогательный лонжерон, так стрингеры и обшивка однолонжеронного крыла полностью работают на восприятие изгибающего момента.

Определение деформаций

Выше мы видели, что нормальные напряжения вызывают повороты $\beta = \frac{df}{dz}$ сечений крыла, вследствие чего возникают и его прогибы f. Эти деформации определяются интегрированием дифференциального уравнения изогнутой оси крыла

$$\frac{d^2f}{dz^2} = \frac{M}{EI}, \qquad (56)$$

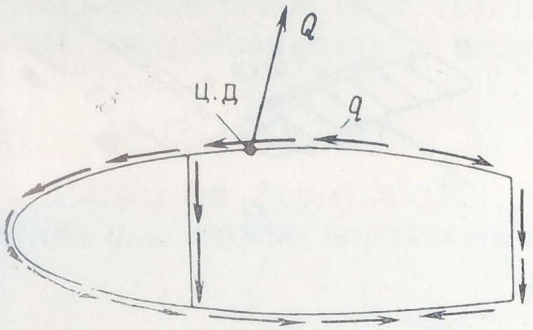
где E — модуль упругости фиктивного материала (фиг. 62);
I — момент инерции редуцированного сечения крыла.

Интегрирование кривой $\frac{M}{EI}$ проводится графоаналитически. Интегрирование удобно начинать с сечения крыла в плоскости симметрии, так как при симметричной нагрузке поворот этого сечения крыла равен нулю.

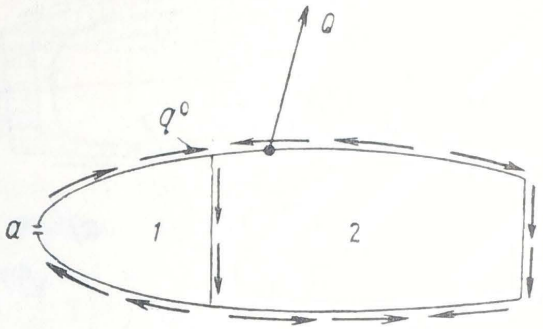
ОПРЕДЕЛЕНИЕ КАСАТЕЛЬНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И ДЕФОРМАЦИЙ

Определение напряжений

От действия поперечных сил в сечениях крыла возникают касательные напряжения τ — погонные касательные силы $q=\tau\delta$. На фиг. 72 изображена отсеченная часть крыла, нагруженная попе-



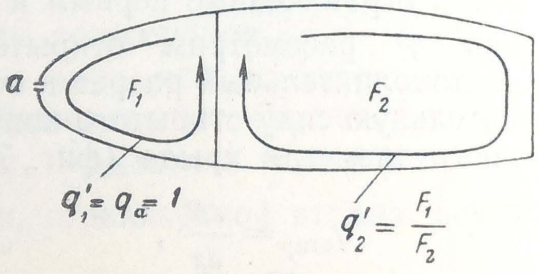
Фиг. 72.



Фиг. 73.

речной силой Q, приложенной в центре давления. Наметим порядок определения напряжений и деформаций. Так как в рассматриваемом примере крыло имеет два замкнутых контура, то задача определения погонных касательных сил, без отделения изгиба от кручения, является однажды статически неопределимой.

Расчет будем проводить методом сил. За основную систему примем крыло с продольным сечением в точке a первого контура



Фиг. 74.

(фиг. 73), а за лишнюю связь — погонную касательную силу q_a, действующую в этом сечении (фиг. 74). Погонная касательная сила в любой точке сечения крыла будет

$$q = q^0 + q' q_a, \qquad (57)$$

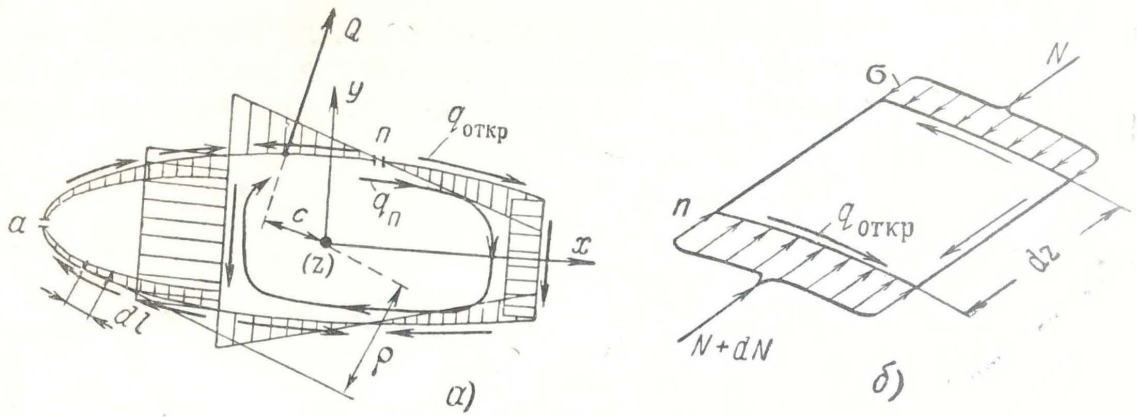
где q^0 и q' — погонные касательные силы в основной системе от внешних и единичных сил.

Рассмотрим порядок определения погонных касательных сил q^0, q' и q_a.

Лишняя неизвестная q_a определяется по формуле

$$q_a = -\frac{\oint \frac{q^0 q'\, dl}{G\delta}}{\oint \frac{(q')^2\, dl}{G\delta}}, \tag{58}$$

где dl и δ — элементарная длина контура и толщина.



Фиг. 75.

Единичная погонная касательная сила первого контура

$$q'_1 = 1,$$

а для второго контура она определяется из условия равновесия отсеченной части крыла

$$q'_2 = \frac{F_1}{F_2},$$

где F_1 и F_2 — площади, ограниченные первым и вторым контурами.

Для определения q^0 рассмотрим открытое сечение крыла (фиг. 75,*а*), проводя дополнительный разрез в точке n второго контура. Погонную касательную силу открытого контура $q_{откр}$ найдем из равновесия отсеченного элемента крыла (фиг. 75,*б*)

$$q_{откр} = \frac{dN}{dz},$$

где $N = \frac{MS}{I}$ — продольная сила, действующая в сечении отсеченного элемента;

M — изгибающий момент относительно нейтральной линии сечения;

S и I — статический момент редуцированной площади отсеченной части и момент инерции редуцированного сечения крыла относительно его нейтральной линии.

Подставляя значение N в выражение для $q_{откр}$, получим

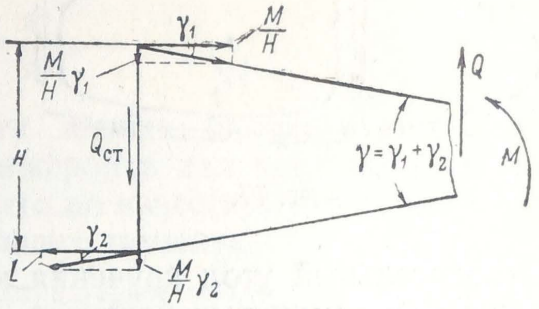
$$q_{откр}=Q\frac{S}{I}+M\frac{d}{dz}\left(\frac{S}{I}\right). \tag{59}$$

Вторым слагаемым в этом выражении учитывается переменность сечений крыла по его размаху. При увеличении размеров сечений в направлении к фюзеляжу указанное слагаемое получается отрицательным. Физический смысл сказанного состоит в том, что вследствие конусности, например лонжеронов крыла, составляющие усилий их поясов

$$\Delta Q=\frac{M}{H}\gamma$$

уравновешивают часть поперечной силы и разгружают тем самым стенки лонжеронов (фиг. 76). При этом поперечная сила в стенках получится

$$Q_{ст}=Q-\Delta Q.$$



Фиг. 76.

Расчет по формуле (59) довольно сложен. Приближенно значение $q_{откр}$ можно определять следующим образом:

$$q_{откр}=\left(Q-\frac{M}{H}\gamma\right)\frac{S}{I}, \tag{60}$$

где H и γ — среднее значение высот и углов конусности лонжеронов.

Определив $q_{откр}$, найдем из уравнения моментов относительно оси z погонную касательную силу q_n, действующую в сечении n (см. фиг. 75,*а*)

$$Qc+\oint q'_{откр}\rho\,dl+\oint q_n\rho\,dl=0, \tag{61}$$

где $q'_{откр}=\frac{QS}{I}$ — **погонная касательная сила без учета конусности лонжеронов.**

Следует иметь в виду, что моментом сил $q'_{откр}$ учитывается и момент сил ΔN, обусловленных конусностью крыла.

Учитывая, что q_n — величина постоянная и что $\oint\rho\,dl=2F_2$ — удвоенной площади, ограниченной вторым контуром, из уравнения (61) найдем

$$q_n=-\frac{Qc+\oint q'_{откр}\rho\,dl}{2F_2}.$$

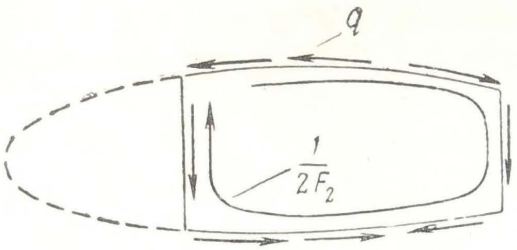
Имея погонные силы $q_{откр}$ и q_n, определим погонные касательные силы в основной системе от внешних нагрузок

$$q^0=q_{откр}+q_n. \tag{62}$$

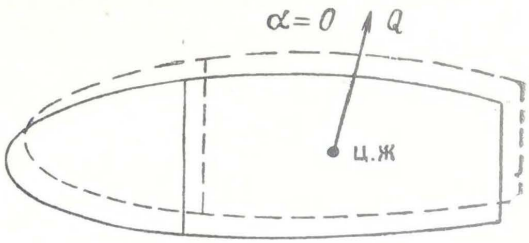
Определение деформаций

От действия поперечных сил может происходить закручивание крыла. Полные углы кручения φ получим интегрированием эпюры относительных углов

$$\alpha = \frac{d\varphi}{dz}.$$



Фиг. 77.



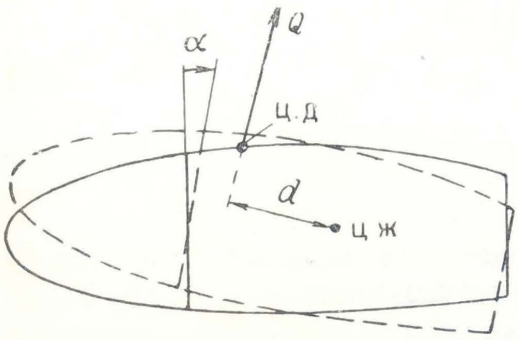
Фиг. 78.

Относительный угол кручения крыла можно определить по углу одного из замкнутых контуров, например, второго (фиг. 77)

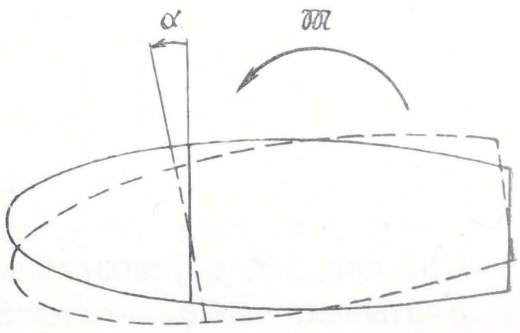
$$\alpha = \frac{1}{2F_2} \oint \frac{q\,dl}{G\delta}. \qquad (63)$$

При подсчете этого интеграла необходимо учитывать знаки погонных сил q и единичных сил $\frac{1}{2F_2}$.

Центр жесткости. Под центром жесткости (фиг. 78) понимают следующую точку сечения крыла: если через нее пройдет поперечная сила, то не возникнет крутящего момента, а следовательно, и относительного угла закручивания ($\alpha=0$). Линия центров



а)



б)

Фиг. 79.

жесткости по размаху крыла необходима при его расчетах на вибрацию и др.

Наметим порядок определения центра жесткости. Предположим, что произведен расчет сечения крыла от действия поперечной силы Q, приложенной в центре давления, и по формуле (63) определен относительный угол кручения α (фиг. 79,*а*).

Расстояние d от линии действия силы Q до центра жесткости найдем, приложив в сечении крыла крутящий момент $\mathfrak{M}$ (фиг. 79,*б*) так, чтобы ликвидировать угол α. Величину этого момента определим из выражения

$$\mathfrak{M}=\frac{\alpha}{\alpha'},$$

где α' — угол кручения, определяемый по формуле (63), от действия единичного крутящего момента.

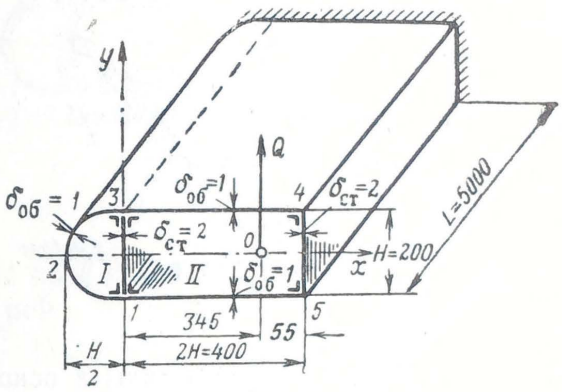
По моменту $\mathfrak{M}$ находим расстояние между силой и ц. ж.

$$d=\frac{\mathfrak{M}}{Q}.$$

Приближенно центр жесткости можно определить, как центр тяжести изгибных жесткостей лонжеронов или квадратов их высот.

Из выражения для d следует, что по известному положению ц. ж. можно определить величину крутящего момента.

Пример. Дано двухлонжеронное бесстрингерное крыло (фиг. 80) постоянного сечения по размаху, нагруженное поперечной силой $Q=4500$ *кг*. Сечение крыла состоит из двух лонжеронов со стенками толщиной $\delta_{ст}$ и обшивки с носком в виде полуокружности толщиной $\delta_{об}$. Площади поясов переднего лонжерона (в точках *1* и *3*) равны по $f_п=10$ *см*^{2} и у заднего лонжерона (в точках *4* и *5*) — по $f_з=5$ *см*^{2}. Материал всех элементов — дуралюмин ($G=2{,}7\cdot10^5$ *кг/см*^{2}).



Фиг. 80.

Требуется определить касательные силы в носке, обшивке и в стенках лонжеронов, относительный угол кручения и положение центра жесткости относительно переднего лонжерона.

При расчетах считать, что редукционные коэффициенты поясов $\varphi_п=1$, а у остальных элементов $\varphi=0$. Следовательно, по условию задачи только пояса лонжеронов работают на нормальные напряжения от действия изгибающих моментов.

Р е ш е н и е: Задаемся статически определимой системой (фиг. 81), с продольным разрезом в точке a носка. Далее, задавшись точкой n — началом отсчета статического момента S, определяем

$$q_{откр}=\frac{QS}{I}.$$

Для этого находим момент инерции сечения

$$I_x=2\left[f_п\left(\frac{H}{2}\right)^2+f_з\left(\frac{H}{2}\right)^2\right]=3000\ см^4,$$

статический момент для стенки переднего лонжерона

$$S_п=f_п\frac{H}{2}=100\ см^3$$

и для стенки заднего лонжерона

$$S_з=f_з\frac{H}{2}=50\ см^3.$$

По S_l и I_x определяем погонную касательную силу стенки переднего лонжерона

$$q_{\text{откр. п}} = \frac{4500 \cdot 100}{3000} = 150 \ кг/см$$

и стенки заднего лонжерона

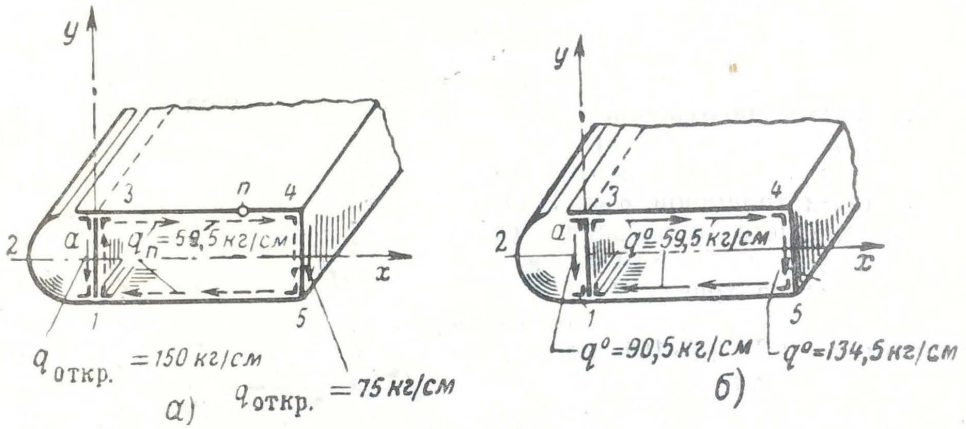
$$q_{\text{откр. з}} = \frac{4500 \cdot 50}{3000} = 75 \ кг/см.$$

Составляем уравнение (61) для определения постоянной погонной касательной силы q_n второго контура (фиг. 81,*а*), взяв момент относительно точки *о*, изображенной на фиг. 80

$$q_n = -\frac{q_{\text{откр. з}} H 5{,}5 - q_{\text{откр. п}} H 34{,}5}{2 \cdot 2 H^2}$$

или

$$q_n = -\frac{75 \cdot 5{,}5 - 150 \cdot 34{,}5}{4 \cdot 20} = 59{,}5 \ кг/см.$$



Фиг. 81.

Погонные касательные силы в основной системе

$$q^0 = \frac{QS}{I} + q_n$$

показаны на фиг. 81,*б*.

Погонные касательные силы q' показаны на фиг. 82.

Подсчитываем коэффициенты уравнения (58) для определения неизвестной силы q_a

$$\oint q^0 q' \frac{dl}{G\delta} = \frac{1}{G}\left(1{,}194 \cdot 90{,}5 \cdot \frac{200}{2} - 0{,}194 \cdot 134{,}5 \cdot \frac{200}{2} - 0{,}194 \cdot 59{,}5 \cdot \frac{800}{1}\right) =$$

$$= -\frac{1050}{G},$$

$$\oint (q')^2 \frac{dl}{G\delta} = \frac{1}{G}\left[1^2 \cdot \frac{3{,}14 \cdot 100}{1} + 0{,}194^2\left(\frac{800}{1} + \frac{200}{2}\right) + 1{,}194^2 \frac{200}{2}\right] = \frac{490}{G}.$$

Определяем по уравнению (58) погонную касательную силу

$$q_a = -\frac{-1050}{490} = 2{,}15 \ кг/см.$$

Полные погонные касательные силы, полученные по уравнению (57), показаны на фиг. 83.

Исходя из этих данных, получим следующие касательные напряжения в отдельных элементах сечения:
в носке

$$\tau = \frac{2{,}15}{\delta_{об}} = 21{,}5 \ кг/см^2,$$

обшивке

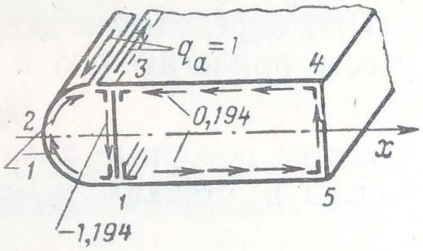
$$\tau = \frac{59{,}1}{\delta_{об}} = 591 \ кг/см^2,$$

стенке переднего лонжерона

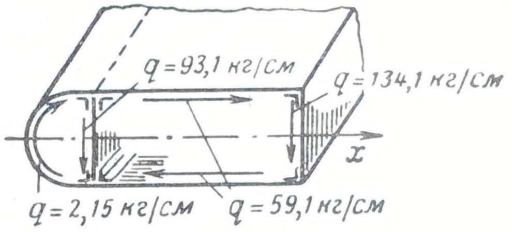
$$\tau = \frac{93{,}1}{\delta_{ст}} = 465{,}5 \ кг/см^2$$

и в стенке заднего лонжерона

$$\tau = \frac{134{,}1}{\delta_{ст}} = 670{,}5 \ кг/см^2.$$



Фиг. 82.



Фиг. 83.

Относительный угол кручения получим по формуле (63)

$$\alpha = \frac{1}{2 \cdot 2 \cdot 20^2} \cdot \frac{1}{2{,}73 \cdot 10^5} \left(59{,}1 \frac{800}{1} + 134{,}1 \frac{200}{2} - 93{,}1 \frac{200}{2} \right) =$$

$$= 0{,}000118 \frac{1}{см}.$$

Определение центра жесткости. Для определения центра жесткости необходимо произвести дополнительный расчет крыла от единичного крутящего момента $\mathfrak{M} = 1$ и найти от него относительный угол кручения α'.

В результате этого расчета получим по формуле (63)

$$\alpha' = 11{,}8 \cdot 10^{-10}.$$

Чтобы сила Q (фиг. 80) проходила через центр жесткости, необходимо к ней добавить крутящий момент

$$\mathfrak{M} = \frac{\alpha}{\alpha'} = 10^5 \ кгсм.$$

В результате расстояние от точки O, через которую проходит сила Q, до центра жесткости будет

$$d = \frac{\mathfrak{M}}{Q} = \frac{10^5}{4500} = 22{,}2 \ см,$$

а расстояние от переднего лонжерона до центра жесткости

$$345 - 222 = 123 \ мм.$$

Приближенный расчет

Рассмотрим отсеченную часть крыла (фиг. 84), на которую действуют поперечная сила Q, приложенная в центре давления отсеченной части, и изгибающий момент M.

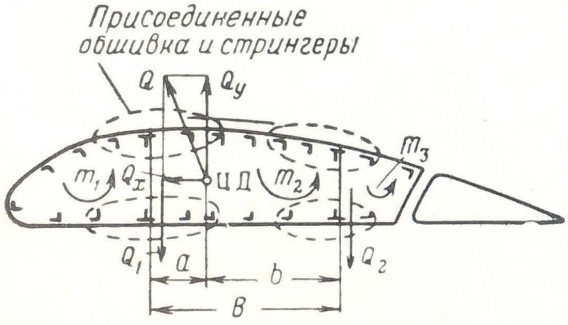
Считая, что вертикальная составляющая поперечной силы Q_y воспринимается лонжеронами, распределяем ее между ними пропорционально их жесткости изгиба

$$Q_i = \left(Q_y - \frac{M_x}{H_i}\gamma_i\right)\frac{(EI)_i}{\sum(EI)_i}, \qquad (64)$$

где M_x — вертикальная составляющая изгибающего момента;
γ_i — угол конусности лонжерона в радианах;
H_i — высота лонжерона;
$(EI)_i$ — жесткость изгиба лонжерона. (При определении момента инерции лонжерона следует учесть прилегающую к нему (фиг. 84) обшивку и стрингеры.)

Соответственно поперечным силам находим погонные касательные силы в стенках лонжеронов

$$q'_{i\,ст} = \frac{Q_i}{H_i}.$$



Фиг. 84.

Погонная касательная сила в прилегающей к лонжерону обшивке

$$q'_{i\,об} = q'_{i\,ст}\frac{f}{f+f_п},$$

где $f_п$ — площадь пояса лонжерона;
f — площадь прилегающих к поясу стрингеров и обшивки.

Определяя поперечные силы лонжеронов по формуле (64) без учета их конусности

$$Q_1 = \frac{Q_y}{\sum(EI)_i}(EI)_1$$

и

$$Q_2 = \frac{Q_y}{\sum(EI)_i}(EI)_2$$

находим крутящий момент $\mathfrak{M}$ как сумму моментов внешних и внутренних сил Q, Q_1 и Q_2 относительно продольной оси крыла.

Крутящий момент распределяем между контурами пропорционально их жесткости кручения

$$\mathfrak{M}_i = \mathfrak{M}\frac{C_i}{\Sigma C_i}, \qquad (65)$$

где $C_i = \dfrac{4F_i^2}{\oint \dfrac{dl}{G\delta}}$ — жесткость кручения i-того контура;

F_i — площадь, ограниченная i-товым контуром;

$\oint \dfrac{dl}{G\delta}$ — берется по i-тому контуру, включая в каждый из смежных контуров всю толщину стенки лонжерона;

G — модуль сдвига.

Имея для i-того контура момент $\mathfrak{M}_i$, находим погонные касательные силы в обшивке

$$q''_{i\,\text{об}} = \frac{\mathfrak{M}_i}{2F_i}.$$

В стенках лонжеронов погонные касательные силы получатся как разность погонных касательных сил двух смежных контуров

$$q''_{1\text{ст}} = q''_{1\text{об}} - q''_{2\text{об}}$$

и

$$q''_{2\text{ст}} = q''_{2\text{об}} - q''_{3\text{об}}.$$

Более грубо, считая $q''_{1\text{ст}} = q''_{2\text{ст}} \approx 0$, получим

$$q''_{\text{об}} = \frac{\mathfrak{M}}{2F},$$

где F — площадь, ограниченная наружным контуром сечения крыла.

Горизонтальная составляющая поперечной силы Q_x воспринимается обшивкой

$$q'''_{\text{об}} = \frac{Q_x - \dfrac{M_y}{B}\psi}{2B},$$

где M_y — горизонтальная составляющая изгибающего момента;

B — расстояние между лонжеронами;

ψ — угол сходимости лонжеронов крыла в плане в радианах.

Полные погонные касательные силы q обшивки и стенок лонжеронов найдем алгебраическим суммированием сил q', q'' и q'''.

Найдя полные погонные силы q, вычисляем касательные напряжения

$$\tau = \frac{q}{\delta}.$$

Определение углов кручения. Относительный угол кручения α определяем по одному из контуров. Имея для i-того контура согласно формуле (65) момент и жесткость кручения, находим его угол кручения

$$\alpha = \alpha_i = \frac{\mathfrak{M}_i}{C_i}.$$

Более грубо, считая лонжероны не работающими на восприятие момента $\mathfrak{M}$, получим

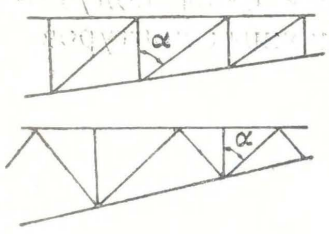
$$\alpha = \frac{\mathfrak{M}}{4F^2} \oint \frac{dl}{G\delta}, \tag{66}$$

где F — площадь, ограниченная наружным контуром;

$\oint \frac{dl}{G\delta}$ — берется по наружному контуру.

Примечание к определению касательных напряжений

1. Следует иметь в виду, что входящие в приведенные выше формулы модули упругости при сдвиге G могут быть различными для разных элементов (из-за различного материала, работы некоторых элементов обшивки или стенок лонжеронов после потери устойчивости от сдвига и т. д.).



Фиг. 85.

2. Для ферменных лонжеронов вместо решетки в расчет вводится фиктивная стенка (эквивалентной жесткости) с толщиной

$$\delta_{\text{фикт}} = \frac{EF_{\text{раск}} \sin\alpha \cos^2\alpha}{GH}.$$

Эта формула получена из условия равенства деформации фермы вследствие растяжения раскоса и деформации балки от сдвига эквивалентной стенки.

Усилия в элементах решетки (стойки и раскосы) определяем следующим образом:

в стойках

$$S_{\text{ст}} \approx qH,$$

в раскосах

$$S_{\text{раск}} \approx \frac{qH}{\cos\alpha},$$

где H — высота лонжерона;

α — угол между раскосом и стойкой (фиг. 85);

$F_{\text{раск}}$ — площадь сечения раскоса.

УЧЕТ ЗАДЕЛКИ КРЫЛА И ВЫРЕЗОВ В ЕГО ОБШИВКЕ

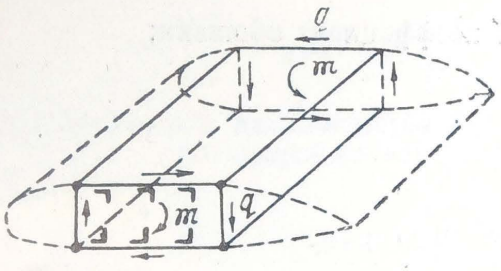
Учет заделки при кручении

Вначале рассмотрим физическую сторону вопроса, а затем и сам расчет. С целью упрощения расчета пренебрегаем носком и хвостиком крыла, т. е. будем учитывать межлонжеронную часть (фиг. 86), в которой на нормальные напряжения работают только горизонтальные панели.

При действии на крыло крутящего момента, кроме закручивания, появляются и продольные деформации. Чтобы в этом убедиться, рассмотрим отсек крыла. От действия крутящего момента обшивка и стенки лонжеронов нагру-

жаются касательными силами q, от которых каждая из граней отсека исказится так, как это показано на фиг. 87.

Если собрать все искаженные грани, то они составят искаженный отсек (фиг. 88,*а*). На фиг. 88,*б* изображен деформированный отсек при виде в плане. Как видно из фигуры, торцевые сечения отсека, плоские до приложения момента, стали неплоскими (депланировали), т. е. получились продольные перемещения w. Если продольным перемещениям препятствует, например, заделка крыла, в его поперечных сечениях появятся самоуравновешивающиеся нормальные и соответствующие им касательные напряжения. Для опре-



Фиг. 86.

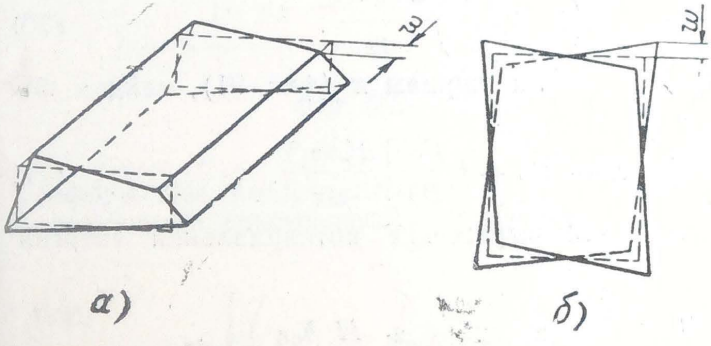
Фиг. 87.

деления этих напряжений рассмотрим отсеченную консоль крыла, нагруженную в корневом сечении самоуравновешивающимися напряжениями (фиг. 89). Примем эти напряжения меняющимися по линейному закону

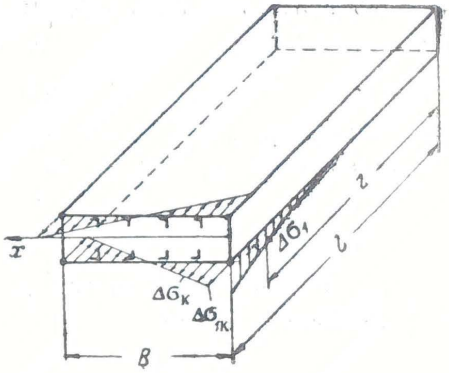
$$\Delta\sigma_к = \Delta\sigma_{1к}(1 - 2\bar{x}), \tag{67}$$

где $\Delta\sigma_{1к}$ — наибольшее значение напряжения;

$\bar{x} = \dfrac{x}{B}$ — относительная координата.



Фиг. 88.



Фиг. 89.

Исследования показывают, что напряжения затухают по длине крыла по закону гиперболического синуса

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_к \frac{\operatorname{sh} kz}{\operatorname{sh} kl}, \tag{68}$$

где k — коэффициент, характеризующий степень затухания;
l — длина консоли.

Рассматривая равновесие элемента крыла длиной dz (фиг. 90), найдем погонные касательные силы, соответствующие напряжениям $\Delta\sigma$. Напряжения $\Delta\sigma$

каждой панели приводятся к взаимно уравновешивающимся моментам dm_y, которые закручивают элементарный отсек относительно оси y

$$dm_y = d(\Delta\sigma_1)\left(F_{\text{п}}B + \frac{B^2\delta}{6}\right),$$

где

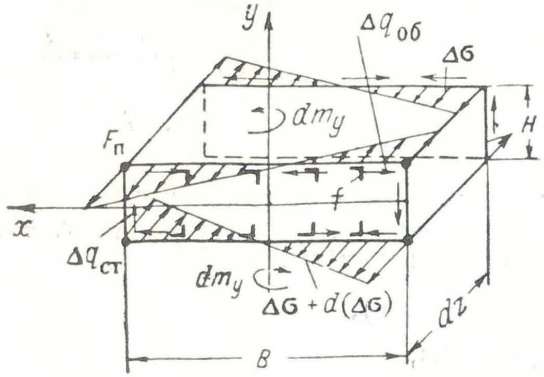
$$\Delta\sigma_1 = \Delta\sigma_{1\text{к}}\frac{\operatorname{sh} kz}{\operatorname{sh} kl};$$

$F_{\text{п}}$ — площадь пояса лонжерона;
δ — приведенная толщина обшивки;

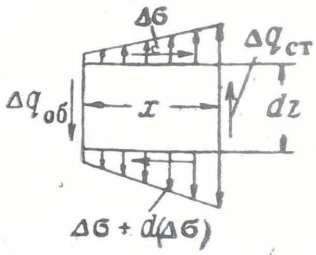
$$\delta = \delta_{\text{об}}\varphi_{\text{об}} + \frac{f_{\text{стр}}}{b}, \tag{69}$$

где $\varphi_{\text{об}} = \dfrac{1{,}9\delta_{\text{об}}}{b}\sqrt{\dfrac{E}{\sigma_{\text{стр}}}}$ — редукционный коэффициент обшивки;

$\delta_{\text{об}}$ — толщина обшивки;
$f_{\text{стр}}$ — площадь сечения стрингера;
b — шаг стрингеров.



Фиг. 90.



Фиг. 91.

По моменту dm_y находим погонную касательную силу в стенке лонжерона

$$\Delta q_{\text{ст}} = \frac{1}{2B}\frac{dm_y}{dz} = \frac{B\delta}{12}\left(1 + 6\frac{F_{\text{п}}}{B\delta}\right)\frac{d(\Delta\sigma_1)}{dz}. \tag{70}$$

Рассматривая равновесие элемента панели ширины x (фиг. 91), найдем погонную касательную силу обшивки

$$\Delta q_{\text{об}} = \frac{B\delta}{12}\left[1 - 12\left(\bar{x} - \bar{x}^2\right) - 6\frac{F_{\text{п}}}{B\delta}\right]\frac{d(\Delta\sigma_1)}{dz}. \tag{71}$$

Имея значения $\Delta\sigma$ и Δq, составляем выражение потенциальной энергии деформации консоли

$$U = \int_0^l \left[\frac{B\delta}{E}\int_0^1 \Delta\sigma^2\, d\bar{x} + \frac{B}{G\delta_{\text{об}}}\left(\int_0^1 \Delta q_{\text{об}}^2\, d\bar{x} + \Delta q_{\text{ст}}^2\,\frac{H}{B}\,\frac{\delta_{\text{об}}}{\delta_{\text{ст}}}\right)\right] dz +$$

$$+ \frac{2F_{\text{п}}}{E}\int_0^l \Delta\sigma_1^2\, dz \tag{71'}$$

и из условия ее минимума $\dfrac{\partial U}{\partial k} = 0$ находим значение коэффициента k

$$k = \frac{2}{B\mu}, \tag{72}$$

где

$$\mu = 0{,}633 \sqrt{\frac{\delta}{\delta_{об}} \frac{1+\frac{5}{9}\frac{H}{B}\frac{\delta_{об}}{\delta_{ст}}\left(1+6\frac{F_п}{B\delta}\right)^2+\frac{20}{3}\frac{F_п}{B\delta}\left(1+3\frac{F_п}{B\delta}\right)}{1+6\frac{F_п}{B\delta}}}; \qquad (73)$$

$\delta_{ст}$ — толщина стенки лонжерона;

μ — коэффициент упругости консоли, характеризующий затухание напряжений $\Delta\sigma$ по ее длине.

$B\mu$ — длина, на которой практически затухают напряжения $\Delta\sigma$ (фиг. 92).

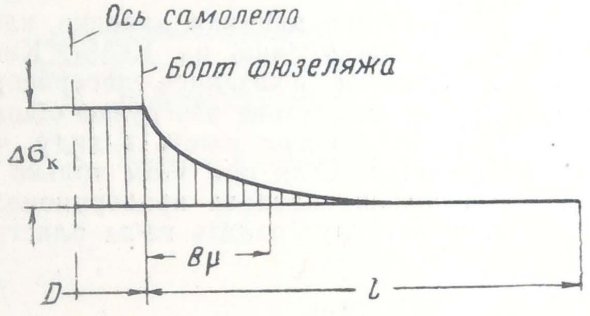
Из формулы (73) при $F_п=0$ получим значение коэффициента μ для кессонного крыла

$$\mu=0{,}633 \sqrt{\frac{\delta}{\delta_{об}}\left(1+\frac{5}{9}\frac{H}{B}\frac{\delta_{об}}{\delta_{ст}}\right)}, \qquad (74)$$

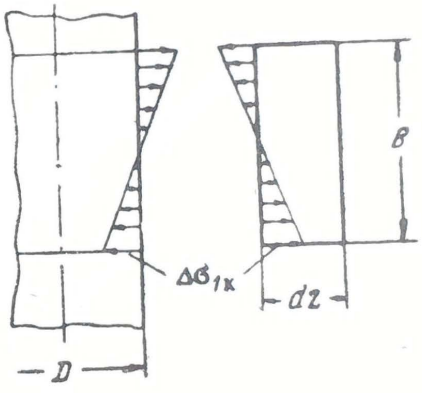
а при $\delta=0$ — для двухлонжеронного бесстрингерного крыла с обшивкой, не работающей на нормальные напряжения,

$$\mu=1{,}15 \sqrt{\frac{F_п}{B\delta_{об}}\left(1+\frac{H}{B}\frac{\delta_{об}}{\delta_{ст}}\right)}. \qquad (75)$$

Определив нагружение консоли от самоуравновешивающихся напряжений $\Delta\sigma$, находим их максимальное значение $\Delta\sigma_{1к}$ из условия совместности



Фиг. 92.



Фиг. 93.

деформации подфюзеляжной части и консоли. Значение $\Delta\sigma_{1к}$ определяем из следующего канонического уравнения:

$$\Delta_{10}+\Delta\bar{\sigma}_{1к}\Delta_{11}=0,$$

где

$$\Delta\bar{\sigma}_{1к}=\frac{\Delta\sigma_{1к}}{\tau_{об}};$$

$$\tau_{об}=\frac{\mathfrak{M}_к}{2BH\delta_{об}};$$

$\mathfrak{M}_к$ — крутящий момент в корневом сечении крыла.

Для определения коэффициентов канонического уравнения рассмотрим подфюзеляжную часть вместе с корневым отсеком консоли (фиг. 93) от действия внешних сил

$$q=\frac{\mathfrak{M}_к}{2BH}$$

и единичных сил, определяемых по формулам (67), (70) и (71) при $\Delta\sigma_{1к}=1$ и $z=l$. Определив коэффициенты Δ_{10} и Δ_{11}, находим

$$\overline{\Delta\sigma_{1к}}=\frac{\left(1+6\frac{F_п}{B\delta}\right)\left(1-\frac{H}{B}\frac{\delta_{об}}{\delta_{ст}}\right)}{\frac{3}{4}\frac{D}{B}+\frac{1}{6\mu}\frac{\delta}{\delta_{об}}\left[0{,}8+\left(1+6\frac{F_п}{B\delta}\right)^2\left(1+\frac{H}{B}\frac{\delta_{об}}{\delta_{ст}}\right)\right]}.$$

Имея $\overline{\Delta\sigma}_{1к}$, определяем по уравнениям (70) и (71) значения Δq в корневом сечении

$$\overline{\Delta q}_{ст.к}=\frac{\Delta q_{ст.к}}{\frac{\mathfrak{M}_к}{2BH}}=\frac{\overline{\Delta\sigma}_{1к}}{6\mu}\frac{\delta}{\delta_{об}}\left(1+6\frac{F_п}{B\delta}\right)$$

и

$$\overline{\Delta q}_{об.к}=\frac{\Delta q_{об.к}}{\frac{\mathfrak{M}_к}{2BH}}=\frac{\overline{\Delta\sigma}_{1к}}{6\mu}\frac{\delta}{\delta_{об}}\left[1-12\left(\bar{x}-\bar{x}^2\right)-6\frac{F_п}{B\delta}\right].$$

Найденные касательные усилия необходимо аглебраически просуммировать с усилиями от крутящего момента.

Рассмотрим числовой пример при следующих данных: $F_п=0$;

$$\frac{D}{B}=1{,}5;\quad \frac{H}{B}=0{,}25;\quad \delta=\delta_{об}=\delta_{ст}.$$

Находим: $\overline{\Delta\sigma}_{1к}=0{,}55$ и $\overline{\Delta q}_{ст.к}=0{,}135$. Суммарное значение касательной силы в стенке $q_{ст,к}=1{,}135$. Таким образом, вследствие влияния заделки касательное усилие в стенке лонжерона увеличилось всего лишь на 13,5%. Касательные усилия в обшивке соответственно уменьшатся. Указанное перераспределение касательных сил уменьшит углы кручения вследствие разгрузки обшивки, т. е. увеличится жесткость крыла на кручение. Следует иметь в виду, что обычно крыло одновременно с кручением изгибается. Если при этом только от одного изгиба нормальные напряжения будут больше предела пропорциональности, то нормальные напряжения от кручения $\Delta\sigma$ будут падать из-за пластичности материала.

Учет заделки при поперечном изгибе

При поперечном изгибе крыла его сечения не остаются плоскими, а получаются продольные перемещения w, обусловленные касательными напряжениями τ (фиг. 94,*а*). При этом в заделке крыла возникают самоуравновешивающиеся нормальные напряжения $\Delta\sigma_к$ (фиг. 94,*б*), которые можно принять распределенными по закону параболы

$$\Delta\sigma_к=\Delta\sigma_{2к}\left[1+a\left(\bar{x}^2-\bar{x}\right)\right], \tag{76}$$

где $\Delta\sigma_{2к}$ — наибольшее значение напряжения,

$$a=6\left(1+2\frac{F_п}{B\delta}\right).$$

Аналогично учету заделки при кручении затухание напряжений $\Delta\sigma_к$ по длине крыла при изгибе происходит по закону гиперболического синуса (фиг. 94,*б*)

$$\Delta\sigma=\Delta\sigma_к\frac{\operatorname{sh} kz}{\operatorname{sh} kl},$$

где k — коэффициент, характеризующий степень затухания.

Рассматривая равновесие отсека крыла длины dz (фиг. 94,*в*), найдем самоуравновешивающиеся погонные касательные силы в обшивке

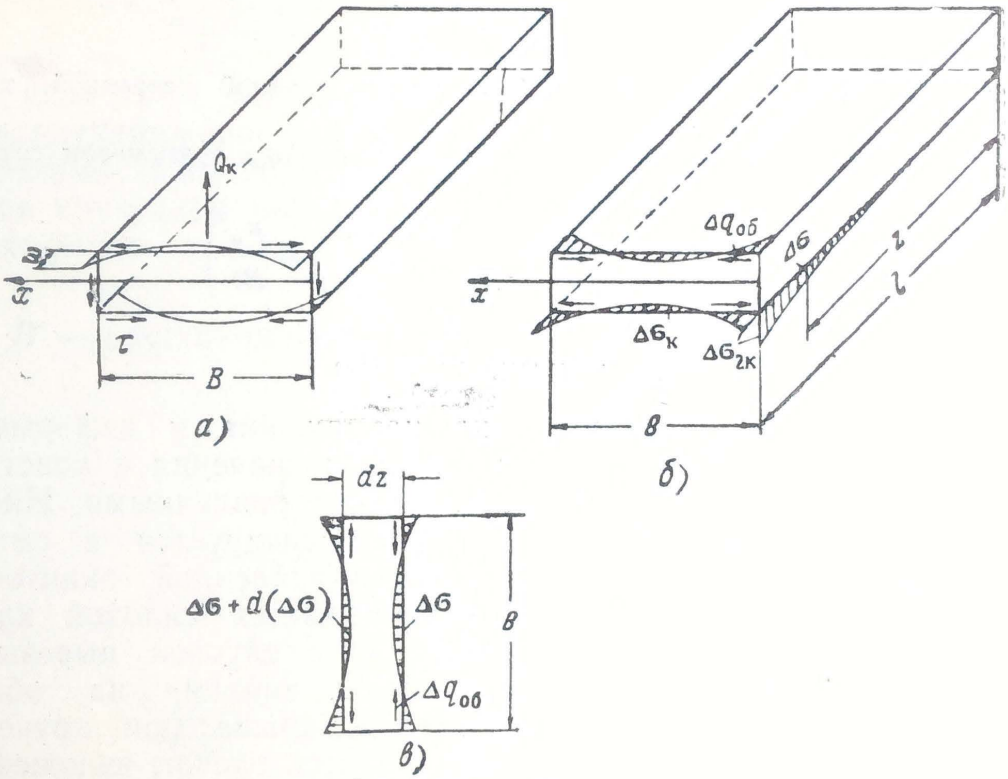
$$\Delta q_{об} = B\delta\left[\bar{x} + a\left(\frac{\bar{x}^3}{3} - \frac{\bar{x}^2}{2}\right) + \frac{F_п}{B\delta}\right]\frac{d(\Delta\sigma_2)}{dz} \tag{77}$$

и в стенках лонжеронов

$$\Delta q_{ст} = 0.$$

Имея значения $\Delta\sigma$ и Δq, составим выражение (71′) для потенциальной энергии деформации крыла и из условия ее минимума $\frac{\partial U}{\partial k} = 0$, найдем значение

$$Bk = 3{,}97\sqrt{\frac{\delta_{об}}{\delta}\frac{1+14\frac{F_п}{B\delta}\left(1+2\frac{F_п}{B\delta}\right)}{1+18\frac{F_п}{B\delta}\left(1+\frac{17}{3}\frac{F_п}{B\delta}\right)}}. \tag{78}$$



Фиг. 94.

Значение $\Delta\sigma_{2к}$ определим из условия совместности деформаций подфюзеляжной части и консоли — из канонического уравнения

$$\Delta_{20} + \Delta\bar{\sigma}_{2к}\Delta_{22} = 0,$$

где

$$\Delta\bar{\sigma}_{2к} = \frac{\Delta\sigma_{2к}}{\sigma_к},$$

$\sigma_к = \frac{M_к}{BH\delta}$ — среднее напряжение в корневом сечении.

Коэффициенты канонического уравнения определим, рассматривая подфюзеляжную часть вместе с корневым отсеком консоли от действия внешних сил

$$q=\frac{Q_к}{2H}(1-2\bar{x})$$

и единичных сил, определяемых по формулам (76) и (77) при $\Delta\bar{\sigma}_{2к}=1$ и $z=l$.

Найдя коэффициенты Δ_{20} и Δ_{22}, определим $\Delta\bar{\sigma}_{2к}$ для случая, когда на конце крыла действует сосредоточенная сила

$$\Delta\bar{\sigma}_{2к}=\frac{4}{9\lambda}\frac{\delta}{\delta_{об}}\frac{1+12\,\frac{F_п}{B\delta}}{\frac{D}{B}\frac{\delta_ф}{\delta}\left[1+\frac{4F_п}{B\delta}+24\left(\frac{F_п}{B\delta}\right)^2\right]+A},$$

где

$$A=0{,}505\sqrt{\frac{\delta}{\delta_{об}}\left[1+\frac{14F_п}{B\delta}+28\left(\frac{F_п}{B\delta}\right)^2\right]\left[1+18\,\frac{F_п}{B\delta}+102\left(\frac{F_п}{B\delta}\right)^2\right]},$$

$$\lambda=\frac{l}{B}.$$

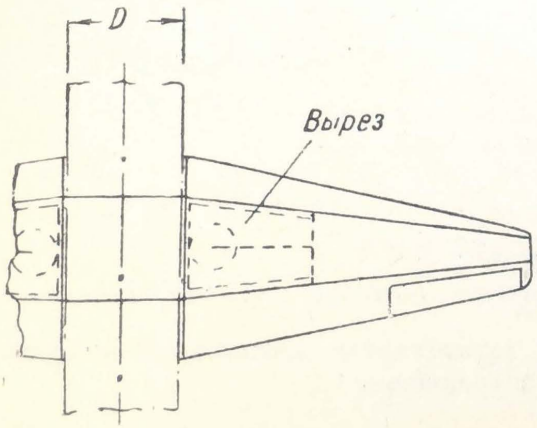
Для крыла, нагруженного равномерно распределенной нагрузкой, значение $\Delta\bar{\sigma}_{2к}$ будет в два раза меньше.

Имея $\Delta\sigma_{2к}$, находим по уравнению (77) значение $\Delta q_{об}$ в корневом сечении крыла

$$\Delta q_{об.к}=\Delta\sigma_{2к}Bk\delta\left[\bar{x}+a\left(\frac{\bar{x}^3}{3}-\frac{\bar{x}^2}{2}\right)+\frac{F_п}{B\delta}\right].$$

Учет влияния вырезов

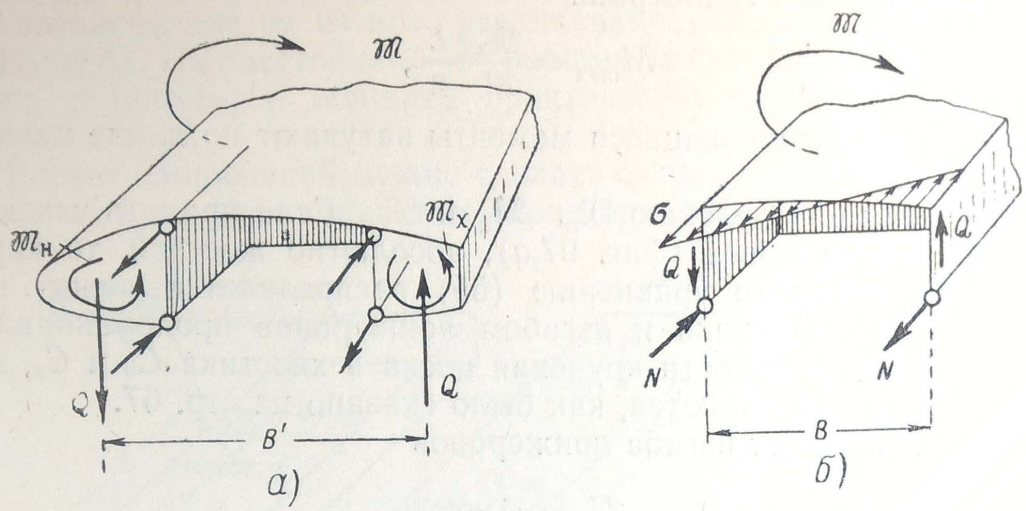
Рассмотрим влияние вырезов на напряжения и деформации крыла при кручении. В зависимости от их назначения и конструктивного оформления вырезы в крыле бывают различными. Иногда вырез компенсируется в смысле прочности усиленной окантовкой или закрывается силовой крышкой. В этих случаях вырезы не оказывают влияния на общую прочность крыла при кручении. Поэтому весь расчет, изложенный на стр. 59—67, остается без изменения, и требуется лишь дополнительно рассчитать местную прочность: например, для силовых крышек проверяют на срез болты крепления крышки от погонных касательных сил q.



Фиг. 95.

Другое дело, когда имеется большой вырез между лонжеронами, например, для уборки колеса шасси (фиг. 95). В этом случае нет силовой крышки. Изменение напряженного состояния крыла аналогично влиянию заделки, т. е. кручение сопровождается нормальными

напряжениями σ, которые могут достигать больших значений. При отсутствии носка и хвостика на участке выреза эти σ являются статически необходимыми.

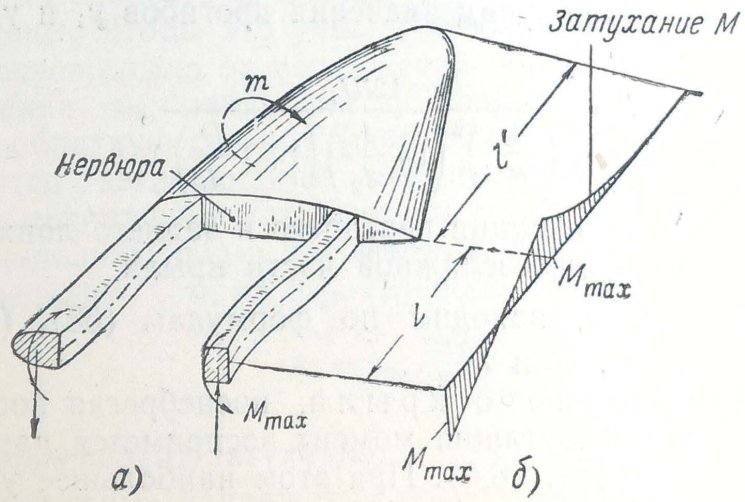


Фиг. 96.

Рассмотрим для примера передачу крутящего момента на участке двухлонжеронного крыла, где вырезана обшивка между лонжеронами (фиг. 96,*а*). На длине выреза крутящий момент воспримется кручением носка и хвостика ($\mathfrak{M}_н$ и $\mathfrak{M}_х$) и парой сил изгиба лонжеронов

$$\mathfrak{M}_л = QB', \tag{79}$$

где B' — расстояние между ц. ж. носка и хвостика.



Фиг. 97.

Силы Q изгибают лонжероны, которые, будучи заделанными в невырезанную часть крыла, деформируются так, как показано на фиг. 97,*а*. Соответственно этой деформации эпюра изгибающих моментов принимает вид, изображенный на фиг. 97,*б*. Точка нулевого значения изгибающего момента меняет свое положение по длине выреза L в зависимости от соотношения жесткостей отсека с выре-

зом и цельной части крыла. Обычно точка нулевого изгибающего момента находится вблизи середины L.

Если принять эту точку на середине длины L, то наибольший изгибающий момент лонжерона

$$M_{max}=\frac{\mathfrak{M}_л}{B'}\frac{L}{2}, \tag{80}$$

Эти самоуравновешивающиеся моменты затухают по длине цельной части крыла.

Перейдем к определению $\mathfrak{M}_н$, $\mathfrak{M}_х$ и $\mathfrak{M}_л$. Если принять нервюру, ограничивающую вырез (фиг. 97,*а*), абсолютно жесткой, то крутящий момент согласно уравнению (65) распределится между кручением носка и хвостика и изгибом лонжеронов пропорционально их жесткостям. Жесткости кручения носка и хвостика $C_н$ и $C_х$, входящие в (65), определяются, как было сказано на стр. 67.

Жесткость за счет изгиба лонжеронов

$$C_л=\frac{1}{\varphi'_л},$$

где $\varphi'_л$ — угол поворота нервюры за счет изгиба лонжеронов от действия единичного крутящего момента, отнесенный к длине L,

$$\varphi'_л=\frac{y_1+y_2}{B'L},$$

здесь y_1 и y_2 — прогибы переднего и заднего лонжеронов в плоскости нервюры.

Принимая эпюру изгибающих моментов лонжерона по фиг. 97,*б* при значении $\mathfrak{M}_л=1$, получим значения прогибов y_1 и y_2, затем $\varphi_л'$ и, наконец, жесткость

$$C_л=\frac{12EI_1}{\left(\frac{L}{B'}\right)^2\left(1+\frac{I_1}{I_2}\right)\left(1+3\frac{D}{L}\right)}, \tag{81}$$

где I_1 и I_2 — моменты инерции переднего и заднего лонжеронов;
D — длина подфюзеляжной части крыла.

Имея жесткости C_i, находим по формулам (65), (79) и (80) значения $\mathfrak{M}_н$, $\mathfrak{M}_х$, $\mathfrak{M}_л$, Q и M_{max}.

Для моноблочного крыла, пренебрегая носком и хвостиком, получим, что крутящий момент воспримется парой сил QB стенок лонжеронов (фиг. 96,*б*). При этом наибольшее усилие нижнего пояса лонжерона

$$N=\frac{\mathfrak{M}L}{2BH}, \tag{82}$$

а напряжение верхнего пояса

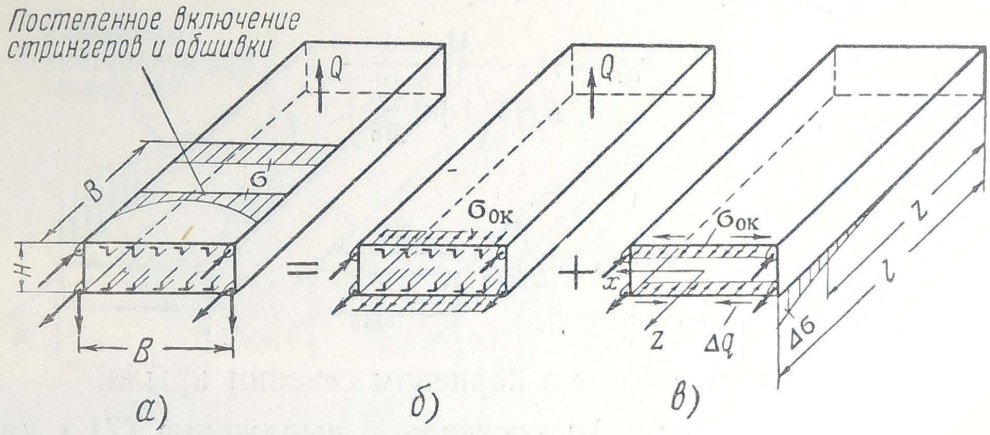
$$\sigma=\frac{NB}{W}, \tag{83}$$

где W — момент сопротивления верхней панели.

Учет способа крепления консоли крыла

В моноблочной конструкции крыла при четырехточечном креплении нормальные напряжения в стрингерах и обшивке, возникающие от изгиба, увеличиваются постепенно от разъема (фиг. 98,*а*). На расстоянии $\sim B$, равном расстоянию между лонжеронами, стрингеры и обшивка практически полностью включаются в изгиб крыла.

Расчет напряжений можно сделать следующим образом. Вначале предполагаем, что обшивка и стрингеры непрерывны, т. е. разъем



Фиг. 98.

многоточечный, и определяем напряжения σ_0 по формуле (50) (фиг. 98,*б*).

В действительности в плоскости разъема обшивка и стрингеры не напряжены. Чтобы это учесть, необходимо произвести дополнительный расчет крыла от напряжений обшивки и стрингеров в корневом сечении $\sigma_{0к}$, найденных по формуле (50) и приложенных к крылу в обратную сторону (фиг. 98,*в*). Момент этих напряжений уравновесится изгибающими моментами лонжеронов (фиг. 98,*а*). Указанные напряжения затухают по длине консоли. Возникающие при этом дополнительные напряжения $\Delta\sigma$ в любом сечении крыла можно определить (см. на стр. 72) по формуле,

$$\Delta\sigma = \sigma_{0к}\frac{\operatorname{sh} kz}{\operatorname{sh} kl},$$

где k — коэффициент затухания.

Дополнительные напряжения поясов $\Delta\sigma_п$ определяем из условия равновесия отсеченной части крыла. Для крыла прямоугольного сечения

$$\Delta\sigma_п = \Delta\sigma\frac{B\delta}{2F_п},$$

где $B\delta$ — площадь сечения межлонжеронной панели;

$F_п$ — площадь сечения пояса лонжерона.

Соответственно $\Delta\sigma$ в обшивке возникают дополнительные погонные касательные силы (фиг. 98,*в*)

$$\Delta q = x\delta \frac{d(\Delta\sigma)}{dz} = \sigma_{0к} x\delta k \frac{\operatorname{ch} kz}{\operatorname{sh} kl},$$

максимальное значение которых будет при $x=\frac{B}{2}$ и $z=l$

$$\Delta q_{max} = \sigma_{0к} \frac{Bk\delta}{2}.$$

Для крыла прямоугольного поперечного сечения

$$\sigma_{0к} = \frac{M_к}{BH\delta\left(1+2\frac{F_п}{B\delta}\right)}$$

и, следовательно,

$$\Delta q_{max} = \frac{M_к}{2BH} \frac{Bk}{1+2\frac{F_п}{B\delta}},$$

где $M_к$ — изгибающий момент в корневом сечении крыла.

Выразив значения $\Delta\sigma$ и Δq, составляем выражение (71′) для потенциальной энергии деформации крыла U и из условия ее минимума $\frac{\partial U}{\partial k}=0$, находим величину

$$Bk = 2{,}13\sqrt{\frac{\delta_{об}}{\delta}\left(1+\frac{B\delta}{2F_п}\right)}.$$

Зная Bk, определяем $\Delta\sigma$, Δq, суммарные нормальные напряжения

$$\sigma = \sigma_0 + \Delta\sigma$$

и погонные касательные силы

$$q = q^0 + \Delta q,$$

где q^0 — погонные касательные силы, определяемые от действия поперечной силы Q в предположении многоточечного крепления крыла.

Пример. Найдем Δq_{max} при $\delta_{об}=\delta$ и $\frac{B\delta}{2F_п}=1$.

Определив

$$Bk = 2{,}13\sqrt{1+1} = 3,$$

получаем

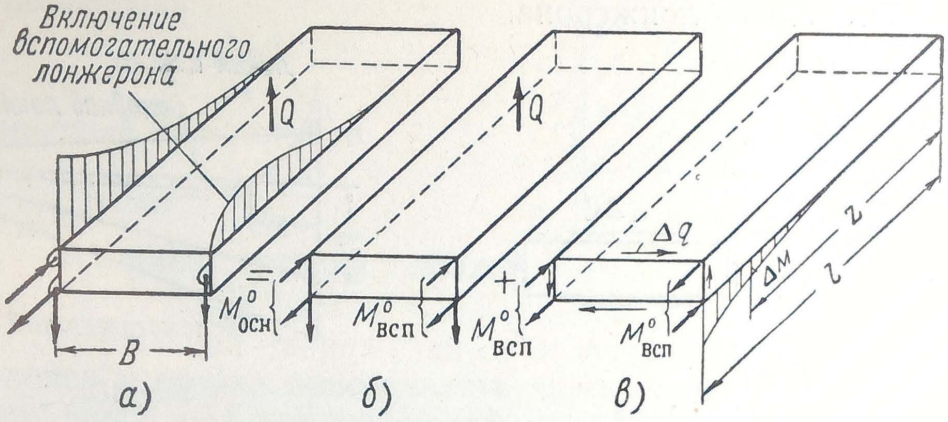
$$\Delta q_{max} = 0{,}75\frac{M_к}{BH}.$$

В однолонжеронном крыле (фиг. 99,*а*) вспомогательный лонжерон включается в работу изгиба крыла постепенно, так как он крепится к фюзеляжу шарнирно.

Расчет крыла следует производить так же, как и для моноблочного крыла. Вначале считаем, что узел крепления вспомогательного лонжерона является моментным и распределяем изгибающий момент между лонжеронами пропорционально их жесткостям изгиба (фиг. 99,*б*)

$$\frac{M^{\circ}_{\text{осн}}}{M^{\circ}_{\text{всп}}}=\frac{EI_{\text{осн}}}{EI_{\text{всп}}}.$$

Затем производим расчет крыла от самоуравновешивающихся моментов $M^{\circ}_{\text{всп. к}}$ (фиг. 99,*в*), приложенных в корневом сечении с обратным знаком. Эти моменты затухают по длине крыла так, что в



Фиг. 99.

любом его сечении действуют самоуравновешивающиеся моменты

$$\Delta M=M^{\circ}_{\text{всп. к}}\frac{\operatorname{sh} kz}{\operatorname{sh} kl},$$

где k — коэффициент затухания.

Соответственно моментам ΔM возникают дополнительные самоуравновешивающиеся погонные касательные силы Δq, определяемые из условия равновесия

$$\Delta q=\frac{d(\Delta M)}{2Hdz}=M^{\circ}_{\text{всп. к}}\frac{k}{2H}\frac{\operatorname{ch} kz}{\operatorname{sh} kl},$$

максимальное значение которых будет при $z=l$

$$\Delta q_{\max}=M^{\circ}_{\text{всп. к}}\frac{k}{2H}.$$

Имея ΔM и Δq, находим из условия минимума потенциальной энергии деформации крыла значение

$$Bk=1{,}23\sqrt{\frac{II_{\text{об}}}{I_{\text{осн}}I_{\text{всп}}\left(1+\frac{H}{B}\frac{\delta_{\text{об}}}{\delta_{\text{ст}}}\right)}},$$

где $I=I_{\text{осн}}+I_{\text{всп}}$;

$$I_{\text{об}}=\frac{B\delta_{\text{об}}H^2}{2};$$

H — высота сечения крыла;

$\delta_{об}$ и $\delta_{ст}$ — толщины обшивки и стенки.

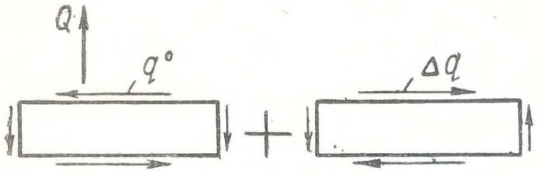
Зная ΔM и Δq, определяем изгибающий момент в любом сечении основного лонжерона

$$M_{осн}=M^{0}_{осн}-\Delta M,$$

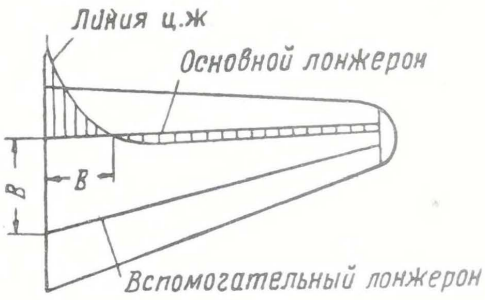
а также суммарные погонные касательные силы (фиг. 100)

$$q=q^{0}+\Delta q,$$

где q^{0} — погонные касательные силы, определяемые от действия поперечной силы Q при моментном узле крепления вспомогательного лонжерона.



Фиг. 100.



Фиг. 101.

Пример. Рассмотрим определение максимальных касательных усилий Δq_{max}, возникающих в однолонжеронном крыле от действия изгибающего момента M при $I_{осн}=0{,}8I$, $I=I_{об}$, $\delta_{об}=\delta_{ст}$ и $\frac{H}{B}=0{,}2$. Найдя

$$Bk=1{,}23\sqrt{\frac{1}{0{,}16\cdot 1{,}2}}=2{,}8,$$

получим

$$\Delta q_{max}=0{,}28\frac{M}{HB}=0{,}056\frac{M}{H^{2}}.$$

Относительный угол кручения α определяется по уравнению (66).

Центр жесткости в однолонжеронном крыле перемещается в сторону основного лонжерона и на длине B может оказаться за пределом крыла (фиг. 101), что объясняется разным направлением поперечных сил основного и вспомогательного лонжеронов.

РАСЧЕТ ЛОНЖЕРОНА, НЕРВЮР И ЗАКЛЕПОЧНЫХ ШВОВ

Расчет лонжерона

Основные напряжения в поясах и стенке лонжерона σ и τ находятся из расчета крыла на изгиб и сдвиг. В расчете лонжерона определяют дополнительные напряжения, обусловленные потерей устойчивости стенки от сдвига, наличием в ней отверстий и др.

После потери устойчивости (фиг. 102) избыточное касательное напряжение ($\tau - \tau_{кр}$) трансформируется в растягивающее напряжение стенки

$$\sigma_{ст} = 2\tau\left(1 - \frac{\tau_{кр}}{\tau}\right),$$

где $\tau_{кр}$ — критическое касательное напряжение.

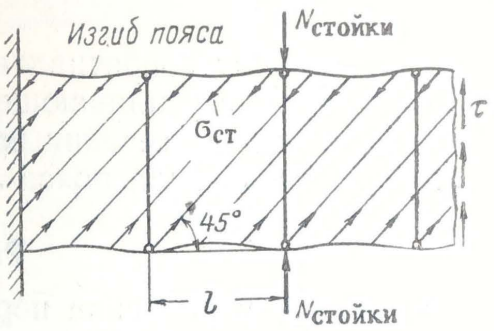
При этом пояса лонжеронов работают на поперечный изгиб, а стойки — на сжатие. Принимая угол наклона волн равным 45°, найдем, как для многоопорной балки, значение изгибающего момента пояса лонжерона

$$m = \frac{\sigma_{ст}\delta_{ст}l^2}{24}$$

и сжимающей силы стойки

$$N_{ст} = \frac{\sigma_{ст}\delta_{ст}l}{2},$$

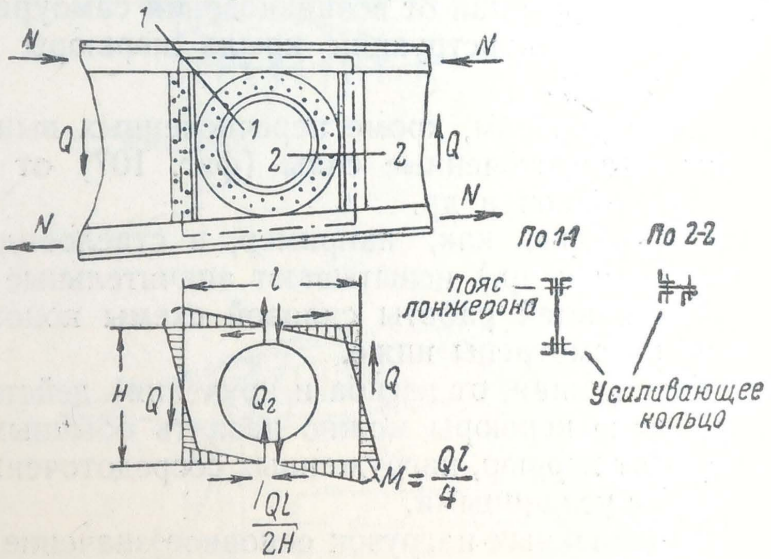
где $\delta_{ст}$ — толщина стенки лонжерона.



Фиг. 102.

При определении напряжений от m и $N_{ст}$ следует к площади сечения пояса и стойки присоединять часть стенки лонжерона шириной c для пояса и $2c$ для стойки (см. фиг. 36). Необходимо отметить, что из-за работы поясов на продольно-поперечный изгиб нецелесообразно допускать потерю устойчивости стенки.

Вырезы в стенке лонжерона (фиг. 103) бывают больших размеров (например, для тоннеля к двигателю), которые



Фиг. 103.

значительно ослабляют лонжерон. В таких местах лонжерон усиливают специальной рамой, сечения которой показаны на фиг. 103. Предположим, что влияние выреза на работу лонжерона ограничивается участком длины l между двумя ближайшими стойками. На участке l рама передает поперечную силу лонжерона Q местным

изгибом ее элементов. Сечение горизонтального элемента рамы состоит из пояса лонжерона, угольников, усиливающего кольца и стенки лонжерона. Наибольший изгибающий момент рамы будет в сечении *1—1*.

$$M_{max}=\frac{Ql}{4}.$$

Наибольшее напряжение в поясе лонжерона

$$\sigma_{max}=\frac{M_{max}}{W}+\frac{N}{F_{п}},$$

где W — момент сопротивления изгибу сечения рамы (пояс лонжерона и усиливающее кольцо);
$F_{п}$ — площадь сечения пояса лонжерона;
N — осевая сила пояса лонжерона.

Расчет нервюр

Основное назначение нервюр — сохранить форму профиля крыла. Кроме того, они обеспечивают прочность конструкции. Рассмотрим, как нагружаются нервюры. На нервюры действуют различного рода силы. Разберем эти силы последовательно.

Воздушная нагрузка, действующая непосредственно на обшивку, подкрепленную стрингерами, передается ею частично на лонжероны крыла, а в основном — на нервюры (фиг. 104), так как расстояние между нервюрами меньше расстояния между лонжеронами.

При изгибе крыла осевые силы стрингеров и обшивки, вследствие искривления крыла, оказывают давление на нервюры (фиг. 105).

При стесненном кручении от возникновения самоуравновешивающихся осевых сил в конструкции крыла нервюры нагружаются сдвигом q_N (фиг. 106).

К некоторым нервюрам, кроме перечисленных выше сил, бывают приложены сосредоточенные силы (фиг. 107) от двигательной установки, шасси, баков и др.

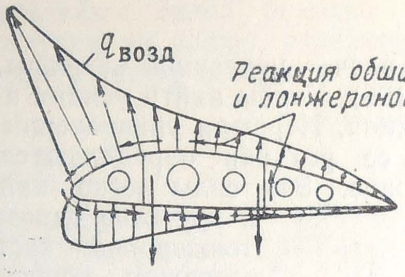
Отдельные нервюры, как, например, в стреловидных крыльях (бортовая, корневая и др.) испытывают значительные деформации, вследствие особенностей работы силовой схемы конструкции. Эти нервюры будут рассмотрены ниже.

Нагрузки (воздушная, от изгиба и кручения) действуют на каждую нервюру. Такие нервюры можно назвать обычными (нормальными) в отличие от нервюр, нагруженных сосредоточенными силами, которые называют усиленными.

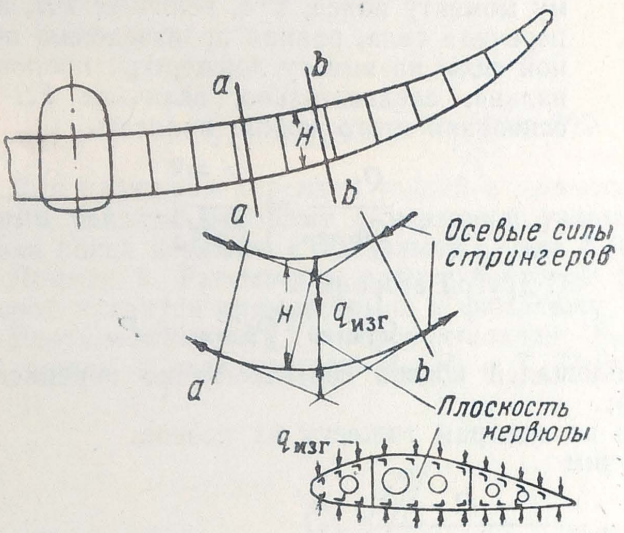
Из всех перечисленных нагрузок основное значение, как показывают расчеты, для нормальных нервюр имеет воздушная нагрузка, а для усиленных — сосредоточенные силы.

Рассмотрим работу нервюры от действующих на нее сил. Нервюра-балка скреплена с обшивкой и стенками лонжеронов, которые являются для нее опорами.

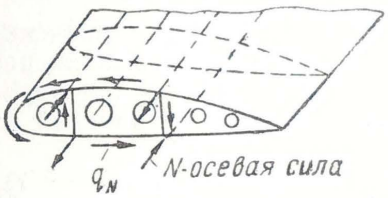
Погонные касательные силы обшивки и стенок лонжеронов (реакции опор) можно найти из расчета контура крыла от действия



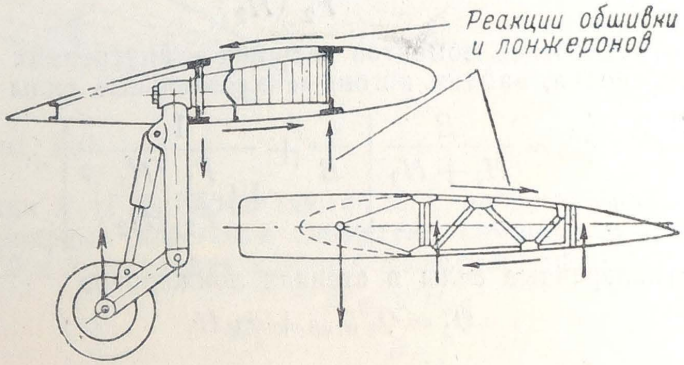
Фиг. 104.



Фиг. 105.



Фиг. 106.

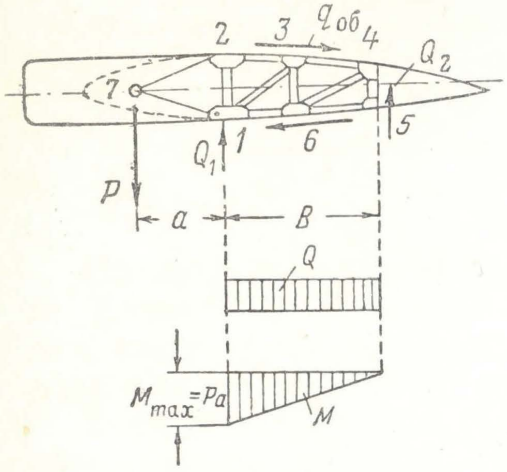


Фиг. 107.

силы нервюры (см. стр. 59—67). Под действием внешних сил и реакций нервюра находится в равновесии, и дальнейшая задача заключается в ее расчете как плоской балки.

Ниже разберем несколько примеров расчета усиленных и нормальных нервюр.

Пример 1. Рассмотрим расчет усиленной нервюры, к которой крепится двигательная установка (фиг. 108). Чтобы найти усилия в элементах нервюры, надо сначала определить ее реакции. Нервюра уравновешивается на обшивке и стенках лонжеронов, поэтому ее реакции определяются как касательные силы обшивки и стенок лонжеронов. Эти силы легко найти из расчета на сдвиг и кручение однозамкнутого контура — межлонжеронной части. Для этого мысленно разрежем обшивку между лонжеронами, чтобы получить открытый контур. Для открытого контура, считая обшивку работающей только на сдвиг, погонная сила в стенке лонжерона пропорциональна статическому моменту пояса, т. е. величине FH, а поперечная сила, равная произведению погонной силы на высоту лонжерона, пропорциональна, следовательно, величине FH^2. На основании этого можно написать



Фиг. 108.

$$\frac{Q_{1\text{откр}}}{Q_{2\text{откр}}} = \frac{F_1 H_1^2}{F_2 H_2^2}.$$

С другой стороны

$$Q_{1\text{ откр}} + Q_{2\text{ откр}} = P,$$

где F_1 и F_2 — средние значения площадей поясов соответственно переднего и заднего лонжеронов;

H_1 и H_2 — высоты лонжеронов по центрам тяжести их поясов.

Из последних уравнений получим

$$Q_{1\text{ откр}} = \frac{P}{1+\frac{F_2}{F_1}\left(\frac{H_2}{H_1}\right)^2}$$

и

$$Q_{2\text{откр}} = \frac{P}{1+\frac{F_1}{F_2}\left(\frac{H_1}{H_2}\right)^2}.$$

Рассматривая равновесие моментов внешних и внутренних сил относительно оси переднего лонжерона, найдем погонные касательные силы в обшивке

$$q_{\text{об}} = \frac{P}{H_1+H_2}\left[\frac{a}{B}+\frac{1}{1+\frac{F_1}{F_2}\left(\frac{H_1}{H_2}\right)^2}\right]$$

и окончательные поперечные силы в стенках лонжеронов

$$Q_1 = Q_{1\text{ откр}} + q_{\text{об}} H_1$$

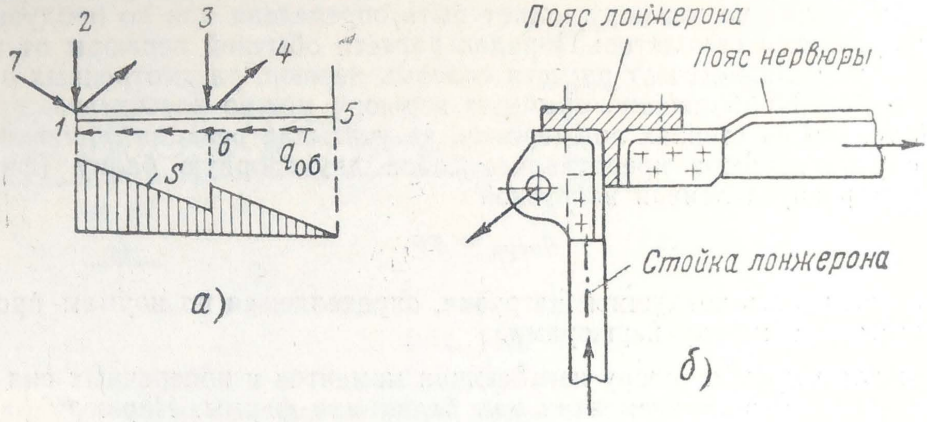
и

$$Q_2 = Q_{2\text{откр}} - q_{\text{об}} H_2.$$

Уравновесив таким образом нервюру, строим для нее эпюру поперечных сил Q и изгибающих моментов (фиг. 108). Далее определяем усилия и напряжения как в элементах плоской фермы или балки в зависимости от типа конструкции нервюры.

Рассмотрим нагружение поясов ферменной нервюры.

Выделим из фермы, например, ее нижний пояс. Он нагружен следующим образом (фиг. 109,*а*). Со стороны обшивки крыла действует ее реакция в виде погонной касательной силы $q_{об}$. Со стороны решетки фермы и раскоса *1—7* действуют соответствующие усилия таких величин, сумма проекций которых на направление пояса уравновесится силой реакции обшивки. Суммируя осевые силы S пояса нервюры, получим их эпюру, указанную на фиг. 109,*а*. Аналогичным образом можно построить эпюру осевых сил для верхнего пояса нервюры.

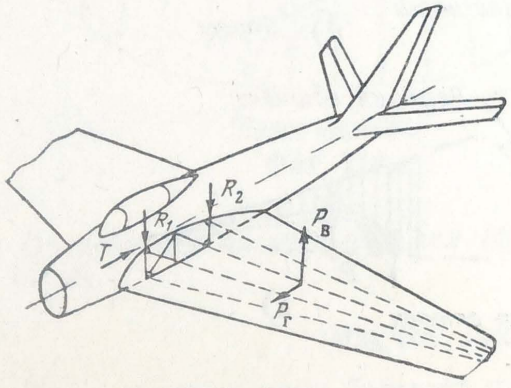


Фиг. 109.

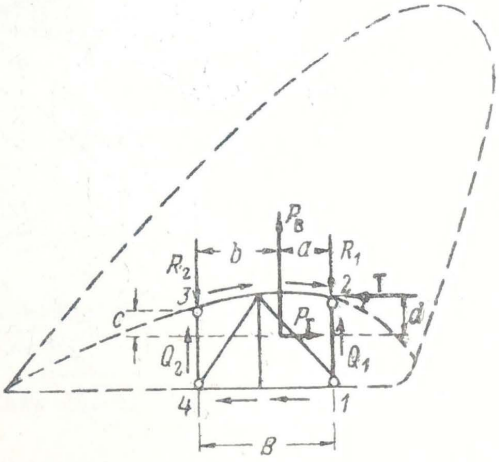
Для надежной передачи усилий с двигательной установки на нервюру необходимо увязать мотораму с нервюрой узлами. На фиг. 109,*б* показана схема увязки пояса нервюры с моторамой в узле *2* (см. фиг. 108).

Пример 2. Рассмотрим работу бортовой фюзеляжной нервюры, в плоскости которой крепится прямое крыло к фюзеляжу (фиг. 110).

Вертикальная $P_в$ и горизонтальная $P_г$ силы крыла уравновешиваются фюзеляжем в виде реакций R_1, R_2 и T. Реакция T равна горизонтальной силе



Фиг. 110.



Фиг. 111.

крыла $P_г$. Реакции R_1 и R_2 определяются из равновесия моментов относительно осей, перпендикулярных плоскости симметрии самолета и проходящих, например, через узлы *2* и *3* крепления крыла к фюзеляжу (фиг. 111):

$$R_1 = \frac{P_в b + P_г d}{B}$$

и

$$R_2 = \frac{P_в a - P_г d}{B}.$$

Реакции крыла R_1, R_2 и T должны быть восприняты его конструкцией. Роль бортовой нервюры заключается в том, чтобы заставить работать от этих реакций

обшивку крыла. Следовательно, бортовую нервюру надо рассчитать от реакций фюзеляжа, уравновесив ее на обшивке и стенках лонжеронов крыла. Чтобы найти реакции нервюры со стороны обшивки и лонжеронов, надо рассчитать корневое сечение крыла на сдвиг.

Полученные из этого расчета погонные касательные силы и будут являться реакциями нервюры.

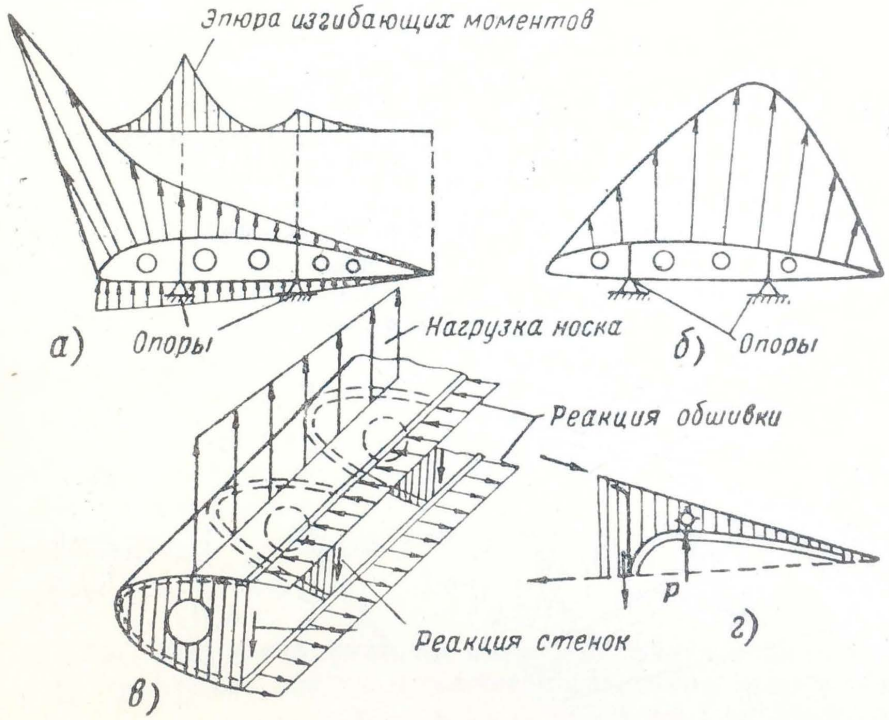
По известным реакциям и силам R и T рассчитываем нервюру как плоскую ферму или балку в зависимости от ее конструкции.

Пример 3. Рассмотрим расчет обычной нервюры от воздушной нагрузки. Воздушная нагрузка на нервюру может быть определена или по продувкам или по нормам прочности самолетов. Порядок расчета обычной нервюры от воздушной нагрузки не отличается от расчета силовых нервюр, рассмотренных в предыдущих примерах. Приближенно обычную нервюру можно рассчитать, принимая ее опертой только на стенках лонжеронов, не учитывая реакции обшивки крыла. В таком случае нервюра представляет собой двухопорную балку (фиг. 112), нагруженную распределенной нагрузкой

$$q_{\text{нерв}} = pa,$$

где p — интенсивность воздушной нагрузки, определяемая по нормам прочности;
a — расстояние между нервюрами.

Строим для нервюры эпюру изгибающих моментов и поперечных сил и определяем напряжения в ее элементах как балки или фермы. Нервюру рассчиты-



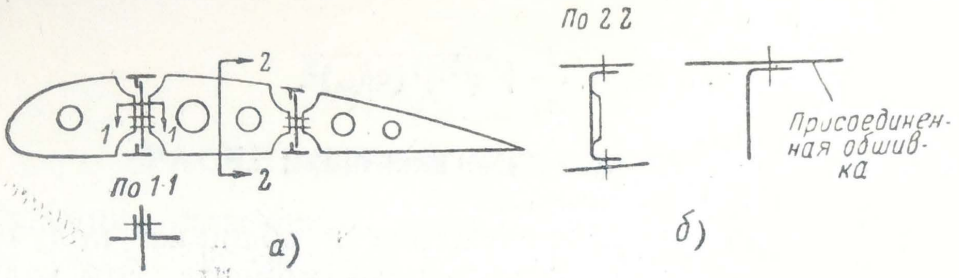
Фиг. 112.

вают от воздушных нагрузок двух случаев расчета — больших и малых углов атаки. На больших углах атаки (случай A) довольно сильно загружен носок (фиг. 112,*а*), а для малых углов атаки (случай A^1, B) более загружена межлонжеронная часть нервюры и хвостик (фиг. 112,*б*). Хвостики нервюр, к которым крепят, например, посадочный щиток, рассчитываются от действия на них сосредоточенных сил P в узлах крепления щитков (фиг. 112,*г*).

Ввиду небольших нагрузок, действующих на нервюру, нет необходимости увязывать пояски трех ее частей (носка, средней части и хвостика) узлами. Поперечные силы носка, средней части и хвостика воспринимаются стенками лонжеронов крыла через заклепки, присоединяющие стенку нервюры к стенкам лонжеронов, а изгибающие моменты носка и хвостика у лонжеронов крыла

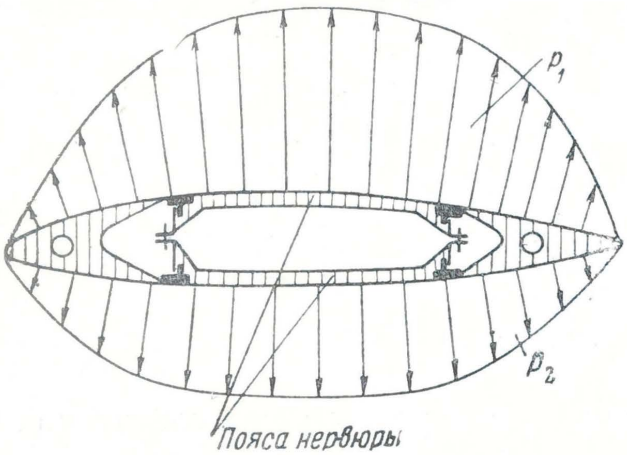
воспримутся обшивкой (фиг. 112,*в*). Поэтому обычную нервюру можно изготовлять из трех частей (носок, хвостик и средняя часть), штампованных из листа и приклепываемых к стенкам лонжеронов и обшивке крыла (фиг. 113,*а*). При определении нормальных напряжений в поясах нервюр необходимо учитывать присоединенную к ним обшивку крыла (фиг. 113,*б*).

Пример 4. Рассмотрим расчет рамной нервюры (фиг. 114). От действия воздушной нагрузки верхний и нижний пояса нервюры межлонжеронной части работают раздельно на поперечный изгиб по схеме двухопорной балки. Рамная нервюра находится в более тяжелых условиях по сравнению с балочной, кото-

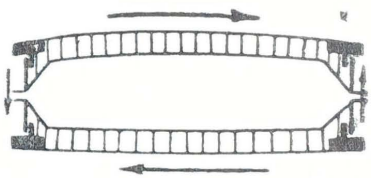


Фиг. 113.

рая испытывает изгиб от значительно меньшей нагрузки (p_1—p_2). При этом изгибающий момент воспринимается всей высотой балочной нервюры.



Фиг. 114.



Фиг. 115.

От действия касательных сил (фиг. 115) пояса рамной нервюры работают на изгиб.

Расчет заклепочных швов

Заклепочные швы бывают продольные (вдоль крыла) и поперечные по хорде (фиг. 116). Кроме того, следует различать швы, соединяющие листы друг с другом, с поясами лонжеронов, и швы, скрепляющие стрингеры и нервюры с обшивкой.

Сила, приходящаяся на заклепку продольного шва соединения листов,

$$P_1 = \frac{qt}{n},$$

где t — шаг заклепок;

q — погонная касательная сила в обшивке от изгиба и кручения;

n — число рядов в заклепочном шве.

Сила, приходящаяся на заклепку шва соединения листа со стрингером,

$$P_2 = \Delta q t,$$

где Δq — величина скачкообразного изменения погонной касательной силы в обшивке за счет стрингера. Определяется эта величина из расчета крыла на сдвиг.

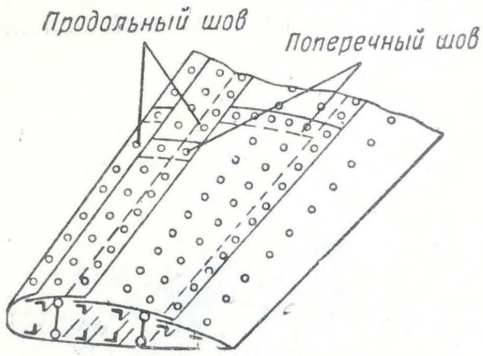
Сила, приходящаяся на заклепку поперечного шва соединения листов обшивки,

$$P_3 = \frac{t}{n}\sqrt{q^2 + (\sigma\delta_{об})^2},$$

где q, t и n — имеют предыдущие значения;

$\delta_{об}$ — толщина обшивки;

σ — нормальные напряжения в обшивке, полученные от действия изгибающего момента. Эти напряжения берутся в сечении крыла, где расположен рассматриваемый ряд заклепок.



Фиг. 116.

Сила, действующая на заклепку поперечного шва соединения обшивки с нервюрой,

$$P_4 = qt,$$

где q — погонная касательная сила по контуру нервюры и стенкам лонжеронов. Эта сила берется из расчета нервюры.

До сих пор мы рассматривали расчет заклепок только на срез. Но весьма большое значение имеет также расчет обшивки на отрыв от каркаса воздушной нагрузкой. Как показывает опыт, при расчете заклепочного соединения на отрыв можно вводить в расчет все сечение заклепки с разрушающим напряжением разрыва, равным 75% временного сопротивления материала.

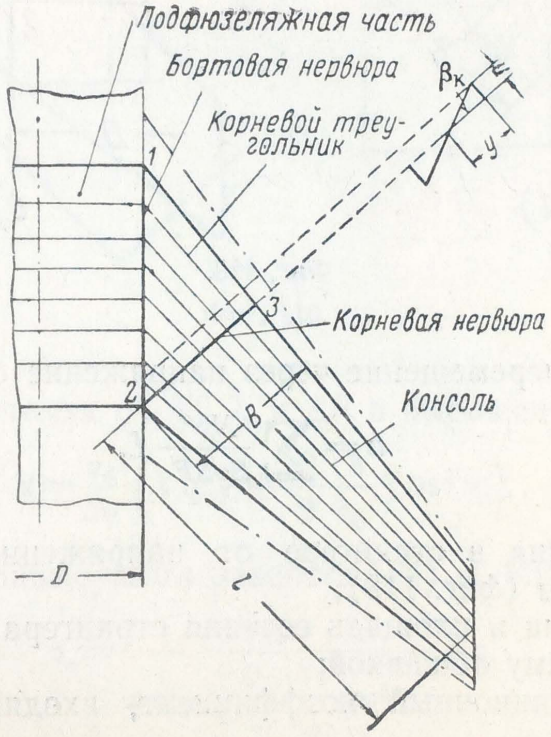
Глава V

РАСЧЕТ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА

Рассмотрим некоторые силовые схемы стреловидного крыла, отличающиеся друг от друга конструкцией корневой части.

МОНОБЛОЧНОЕ КРЫЛО С МОНОБЛОЧНОЙ ПОДФЮЗЕЛЯЖНОЙ ЧАСТЬЮ

В рассматриваемом крыле (фиг. 117) продольный набор имеет перелом на борту фюзеляжа, а нервюры перпендикулярны оси крыла.



Фиг. 117.

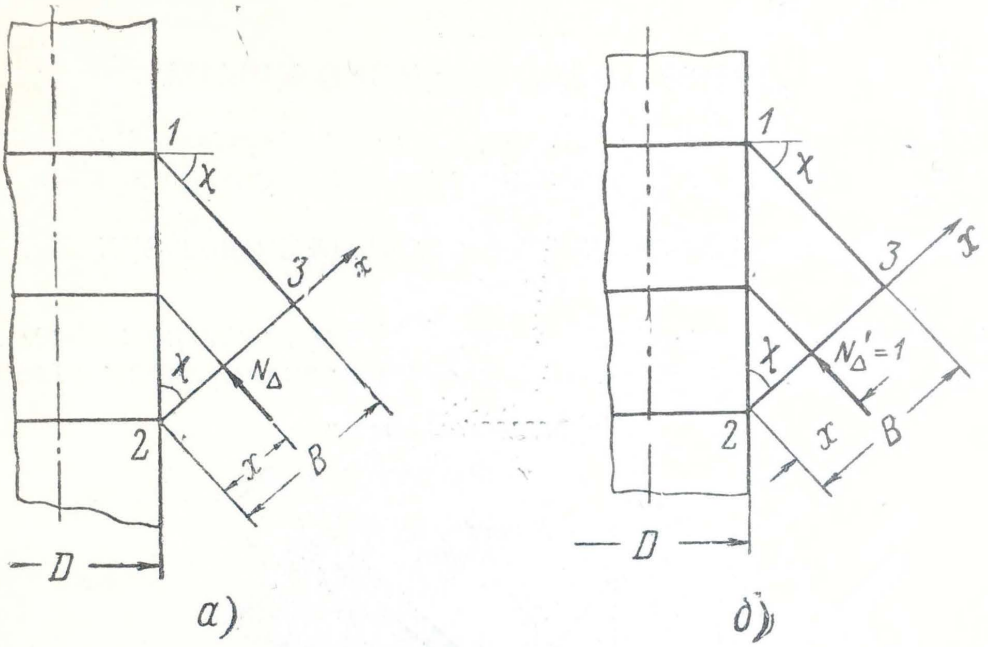
Определение нормальных напряжений

Напряженное состояние стреловидного крыла при изгибе отличается от напряженного состояния нестреловидного главным образом в корневой части, что объясняется разными длинами образующих корневого треугольника. Вдали от корневого сечения *2—3* (фиг. 117) на расстоянии больше *B* (размер между лонжеронами)

нормальные напряжения распределены, как в прямом крыле, и определяются по формуле (50).

Найдем напряжения в корневом сечении $\sigma_к$. Для этого предположим вначале, что консоль абсолютно жесткая, и рассмотрим поворот корневого сечения на угол $\beta_к$. Соответственно этому повороту любой элемент сечения, находящийся на расстоянии y от нейтральной линии, получит продольное перемещение

$$u = \beta_к y. \tag{84}$$



Фиг. 118.

Выразим это перемещение через напряжение $\sigma_к$

$$u = \sum \frac{NN'}{E\varphi\Delta F} L, \tag{85}$$

где N и N' — усилия в стрингере от напряжения $\sigma_к$ и единичной силы (фиг. 118);

L и ΔF — длина и площадь сечения стрингера с присоединенной к нему обшивкой;

φ — редукционный коэффициент, входящий в уравнение (50).

Суммирование в формуле (85) должно быть распространено на стрингер в корневом треугольнике и в подфюзеляжной части.

Для стрингера в корневом треугольнике, принимая усилие по длине его постоянным, получим

$$N_Δ = \sigma_к \Delta F, \quad N'_Δ = 1,$$

$$L_Δ = x \operatorname{tg} \chi, \quad \Delta F_Δ = \delta \Delta x.$$

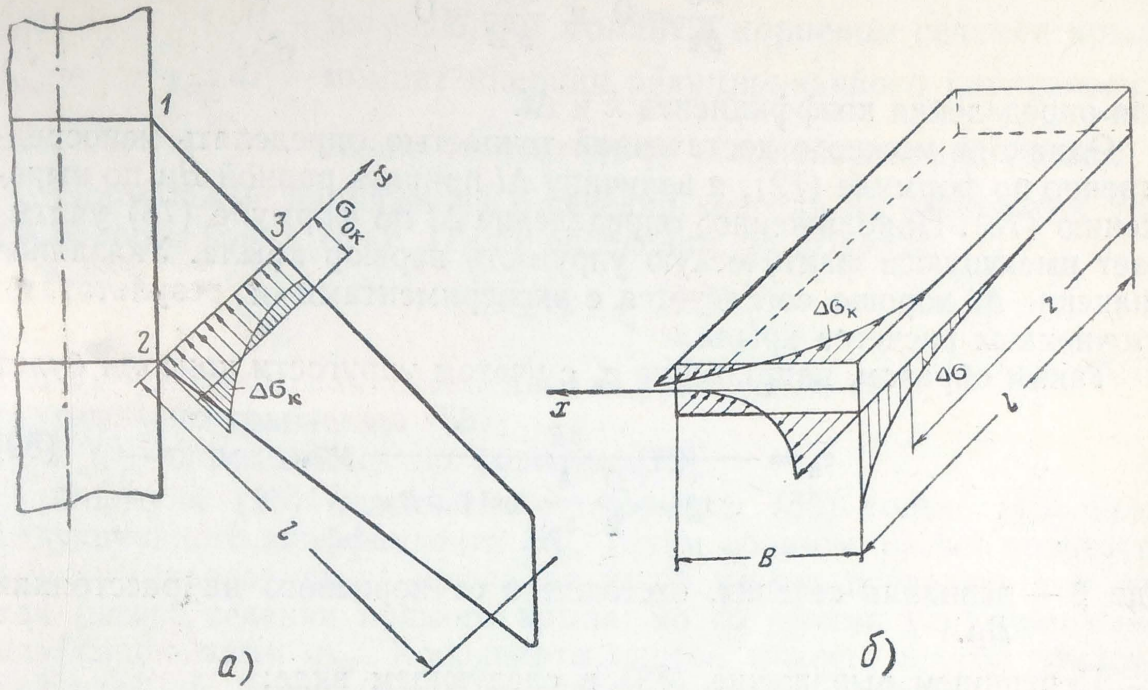
Для этого же стрингера в подфюзеляжной части

$$N_{\phi}=N_{\Delta}\cos\chi,\quad N'_{\phi}=\cos\chi,$$

$$L_{\phi}=\frac{D}{2},\qquad \Delta F_{\phi}=\delta_{\phi}\frac{\Delta x}{\cos\chi},$$

где Δx — шаг стрингеров;

δ и δ_{ϕ} — приведенная толщина обшивки корневого треугольника и подфюзеляжной части, определяемая по формуле (69).



Фиг. 119.

Подставляя значения N, N', L и ΔF в выражение (85), получим

$$u=\frac{\sigma_{к}}{E\varphi}\left(x\operatorname{tg}\chi+\frac{D}{2}\frac{\delta}{\delta_{\phi}}\cos^{3}\chi\right). \tag{86}$$

Приравнивая правые части равенств (84) и (86), найдем

$$\sigma_{к}=\frac{\beta_{k}E}{x\operatorname{tg}\chi+\dfrac{D}{2}\dfrac{\delta}{\delta_{\phi}}\cos^{3}\chi}\,y\varphi. \tag{87}$$

Из полученного выражения видно, что эпюра $\sigma_{к}=f(x)$ получается гиперболической со значительной концентрацией напряжений у задних стрингеров (фиг. 119,*а*).

Но уравнение (87) получено в предположении абсолютно жесткой консоли. В действительности же консоль упругая, что, естественно, должно уменьшить концентрацию напряжений в корневом сечении. Это объясняется деформацией консоли от действия на нее самоуравновешивающихся напряжений $\Delta\sigma_{к}$ (фиг. 119,*б*), которые

получаются как разность напряжений $\sigma_к$ и $\sigma_{0к}$, определяемых без учета стреловидности по формуле (50)

$$\Delta\sigma_к = \sigma_к - \sigma_{0к}. \tag{88}$$

Упругость консоли можно учесть увеличением знаменателя выражения (87) на некоторую величину Δl. Принимая закон затухания $\Delta\sigma_к$ по уравнению (68), из условий минимума потенциальной энергии U деформации крыла получим два совместных уравнения

$$\frac{\partial U}{\partial k} = 0 \quad \text{и} \quad \frac{\partial U}{\partial \Delta l} = 0$$

для определения коэффициента k и Δl.

Однако k можно с достаточной точностью определять непосредственно по формуле (72), а величину Δl принять равной $B\mu$ по выражению (73). Приближенное определение Δl по формуле (73) учитывает имеющуюся фактическую упругость нервюр крыла. Указанное значение Δl хорошо согласуется с экспериментами и результатами уточненных расчетов крыла.

Таким образом, напряжение $\sigma_к$ с учетом упругости консоли будет

$$\sigma_к = \frac{\beta E}{x \operatorname{tg}\chi + \dfrac{D}{2}\dfrac{\delta}{\delta_ф}\cos^3\chi + B\mu}\, y\varphi, \tag{89}$$

где β — девиация сечения, отстоящего от корневого на расстоянии $B\mu$.

Перепишем выражение (89) в следующем виде:

$$\sigma_к = \frac{\beta E}{B \operatorname{tg}\chi}\, y\varphi_{стр}, \tag{90}$$

откуда следует, что

$$\varphi_{стр} = \frac{\sigma_к B \operatorname{tg}\chi}{Eu} \tag{91}$$

(здесь перемещение u подсчитывается по формуле (85) с учетом длины $B\mu$)

или

$$\varphi_{стр} = \frac{\varphi}{\bar{x} + \bar{l}}, \tag{92}$$

$$\bar{l} = \frac{D}{2B}\frac{\delta}{\delta_ф}\frac{\cos^4\chi}{\sin\chi} + \frac{\mu}{\operatorname{tg}\chi}, \tag{93}$$

$$\bar{x} = \frac{x}{B},$$

где μ — определяется по формуле (73);

$\varphi_{стр}$ — редукционный коэффициент стрингера стреловидного крыла, характеризующий концентрацию напряжений.

Подставляя значение $\sigma_к$ из формулы (90) в уравнение равновесия

$$M_к = \int_F y\sigma_к\, dF, \tag{94}$$

получим постоянную $\frac{\beta E}{B \operatorname{tg} \chi}$, а затем из уравнения (90) напряжение

$$\sigma_к = \frac{M_к}{I_{стр}} y\varphi_{стр}, \tag{95}$$

где $M_к$ — изгибающий момент в корневом сечении крыла;

$I_{стр} = \int_F y^2 \varphi_{стр}\, dF$ — момент инерции редуцированного корневого сечения относительно его нейтральной линии.

Нормальные напряжения в сечении консоли на расстоянии z от свободного конца (фиг. 119,*б*) определим по формуле

$$\sigma = \sigma_0 + \Delta\sigma_к \frac{\operatorname{sh} kz}{\operatorname{sh} kl},$$

где σ_0 — напряжения, определяемые уравнением (50);

$\Delta\sigma_к$ — по уравнению (88);

k — определяется по формуле (72).

Формула (95) отличается от формулы (50) только значением редукционного коэффициента $\varphi_{стр}$. Таким образом, расчет корневого сечения стреловидного крыла на изгиб можно проводить так же, как расчет сечения прямого крыла, но со своими редукционными коэффициентами $\varphi_{стр}$. Координаты центра тяжести и угол наклона нейтральной линии редуцированного корневого сечения определяются по формулам (51) и (52).

При выводе формулы (95) мы предположили, что напряжения вдоль стрингеров корневого треугольника остаются постоянными и равными $\sigma_к$. Такое допущение справедливо при постоянном сечении каждого стрингера и в случае отсутствия касательных напряжений в обшивке корневого треугольника. В действительности касательные усилия $q_{об}$ имеются (фиг. 120) и возникают они из-за разных длин стрингеров корневого треугольника. Как показывают расчеты, влиянием этих касательных сил на $\sigma_к$ можно пренебречь и $\sigma_к$ определять с достаточной точностью по формуле (95). Что касается подфюзеляжной части, то вследствие указанных касательных напряжений в ней возникнут дополнительные нормальные напряжения. Однако нормальные напряжения в бортовом сечении $\sigma_Б$ можно приближенно определять по формуле

$$\sigma_Б = \frac{M_Б}{I_Б} y\varphi_{стр}, \tag{96}$$

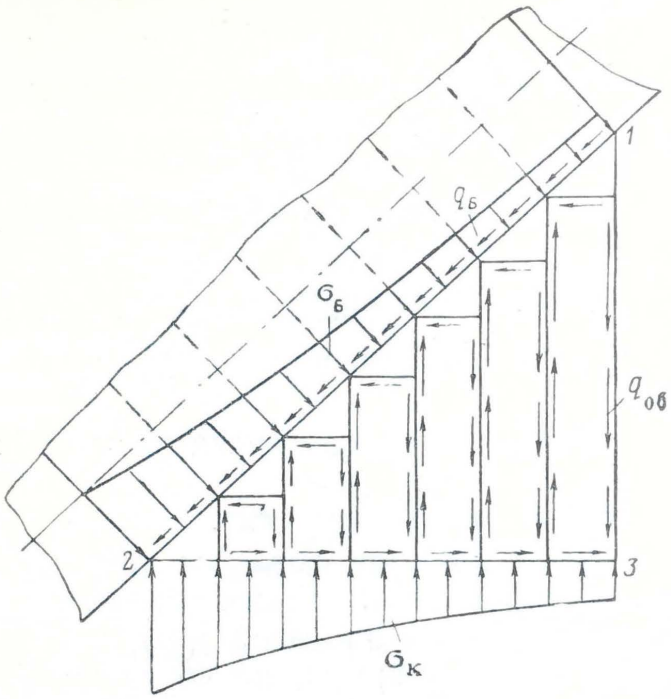
где $M_Б$ — изгибающий момент в бортовом сечении крыла;

$I_Б$ — момент инерции редуцированного бортового сечения при редукционных коэффициентах $\varphi_{стр}$, определяемых формулой (92).

В плоскости бортового сечения крыла действуют погонные касательные силы $q_Б$ (фиг. 120), обусловленные переломом продольного набора. Значение этих сил можно определять по формуле

$$q_Б = \sigma_Б \delta_ф \operatorname{tg} \chi. \tag{97}$$

Формула (95) справедлива для крыла любой формы поперечного сечения.



Фиг. 120.

Так, например, для беспоясного кессона ($F_п$=0) прямоугольного поперечного сечения (фиг. 121), в котором изгибающий момент воспринимается только горизонтальными панелями, получим по формуле (95)

$$\bar{\sigma}_К = \frac{\sigma_К}{\sigma_{0К}} = \frac{\varphi_{стр}}{\int\limits_0^1 \varphi_{стр}\, d\bar{x}}. \tag{97'}$$

Подставляя сюда значение $\varphi_{стр}$ из выражения (92) при φ=1, получим

$$\bar{\sigma}_К = \frac{1}{(\bar{x}+\bar{l})\ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)}, \tag{98}$$

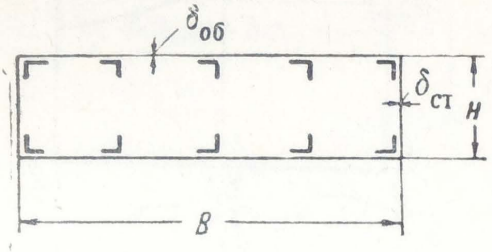
где $\sigma_{0К} = \frac{M_К}{BH\delta}$ — напряжение в панели без учета влияния стреловидности;

$\bar{l}$ — определяется по формуле (93) при значении μ — по уравнению (74).

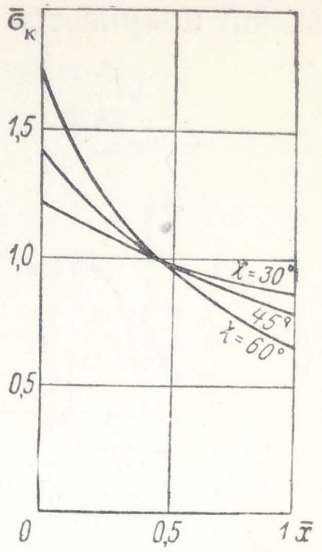
На фиг. 122 нанесены кривые $\bar{\sigma}_к = f(\bar{x})$, полученные по формуле (98) при следующих данных:

$$\chi = 30,\ 45^\circ \text{ и } 60^\circ;\quad \frac{D}{2B} = 0{,}65;$$

$$\frac{H}{B} = 0{,}25;\quad \delta_ф = \delta = 2\delta_{об} \text{ и } \delta_{об} = \delta_{ст}.$$



Фиг. 121.



Фиг. 122.

По формуле (74) получим $\mu = 1$. Из кривых видно, что концентрация напряжений около задней стенки получается значительной и растет с увеличением угла стреловидности; при $\chi = 60^\circ$ напряжение у заднего стрингера возросло на 70%.

Расчет за пределом пропорциональности

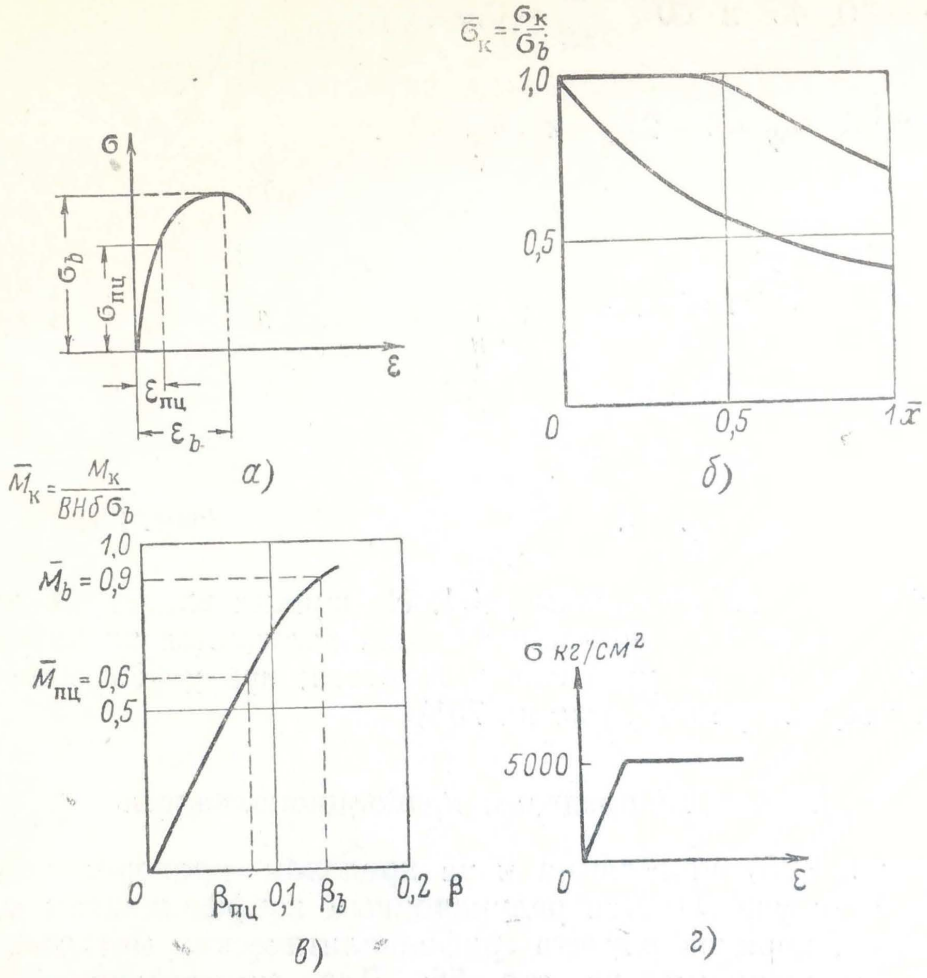
Формула (95) применима и за пределом пропорциональности, что в расчете учитывается редукционным коэффициентом φ. Ниже мы изложим порядок расчета графоаналитическим методом, аналогичным изложенному на стр. 56. Для симметричного прямоугольного сечения (см. фиг. 121) расчет состоит в следующем. Задаваясь различными значениями девиации β, находим из формулы (90) при $\varphi = 1$ величину относительной деформации

$$\varepsilon = \frac{\beta}{B \operatorname{tg} \chi} y \varphi_{стр}$$

и по диаграмме механических испытаний $\sigma = f(\varepsilon)$ (фиг. 123,*а*) определяем соответствующее значение $\sigma_к$ для каждого стрингера. Имея $\sigma_к$, определяем по формуле (94) соответствующее заданному β значение изгибающего момента $M_к$ (фиг. 123,*в*).

На фиг. 123, *б* и 123, *в* нанесены кривые $\bar{\sigma}_к = \frac{\sigma_к}{\sigma_b}$ и $\bar{M}_к = \frac{M_к}{BH\delta\sigma_b}$ в функции $\bar{x}$ и β по данным предыдущего примера для $\chi = 60^\circ$ и по диаграмме $\sigma = f(\varepsilon)$, изображенной на фиг. 123, *г*. На фиг. 123, *а*, 123, *б* и 123, *в*: $\varepsilon_{пц}$ и ε_b — относительные деформации, соответствующие пределу пропорциональности и временному сопротивлению, а $\beta_{пц}$ и β_b, $\bar{M}_{пц}$ и $\bar{M}_b$ — значения девиаций и изгибающих моментов. Из фиг. 123, *б* видно, что за пределом пропорциональ-

ности напряжения в корневом сечении выравниваются (верхняя кривая). Однако, как видно из графика, полнота диаграммы напряжений получается все же меньше единицы.



Фиг. 123.

Определение касательных напряжений

Касательные напряжения в консоли от действия поперечной силы и крутящего момента можно определять, как для прямого крыла (см. стр. 59—67). При этом вследствие значительной податливости подфюзеляжной и корневой частей крыла влияние заделки мало. Погонные касательные силы в любом сечении консоли сложатся из сил q_0 (фиг. 124,*а*) и касательных сил Δq (фиг. 124,*б*), возникающих от дополнительных нормальных напряжений при изгибе крыла

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_к \frac{\operatorname{sh} kz}{\operatorname{sh} kl}.$$

Погонные касательные силы

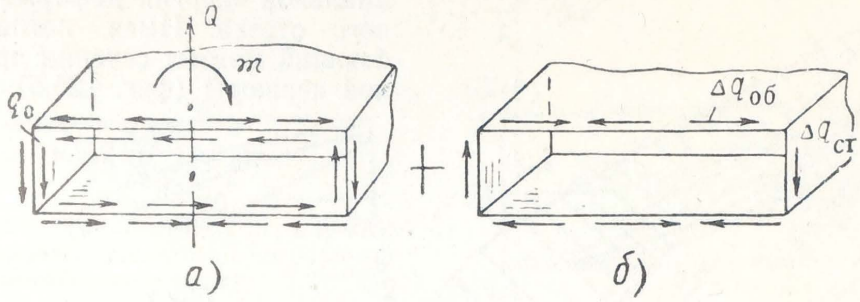
$$q = q_0 + \Delta q, \qquad (99)$$

где силы Δq определяются из условия равновесия. Поступая аналогично изложенному на стр. 70, получим касательную силу в стенке кессона ($F_п=0$)

$$\Delta q_{ст}=\frac{\sigma_{0к}\delta}{\mu}\left[0{,}5-\frac{1}{\ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)}+\bar{l}\right]\frac{\operatorname{ch} kz}{\operatorname{sh} kl} \qquad (100)$$

и в обшивке консоли

$$\Delta q_{об}=\Delta q_{ст}-\frac{2\sigma_{0к}\delta}{\mu}\left[\frac{\ln\left(1+\frac{\bar{x}}{\bar{l}}\right)}{\ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)}-\bar{x}\right]\frac{\operatorname{ch} kz}{\operatorname{sh} kl}. \qquad (101)$$



Фиг. 124.

Сравнительные расчеты показывают, что в стенке заднего лонжерона касательные силы могут увеличиться вследствие стреловидности примерно на 50%.

Касательные усилия в корневом треугольнике будем определять от действия поперечной силы и крутящего момента. Поперечная сила стенки заднего лонжерона непосредственно передается на фюзеляж. Действие поперечной силы стенки переднего лонжерона идентично действию крутящего момента.

Для расчета корневого треугольника от действия крутящего момента и поперечной силы будем считать, что нормальные напряжения в продольном наборе треугольной части крыла равны нулю. В этом случае крутящий момент крыла и поперечная сила переднего лонжерона передаются на фюзеляж изгибом нервюр и сдвигом обшивки $q_{об}$ корневого треугольника (фиг. 125,*а*). Погонная касательная сила, действующая в плоскости корневой нервюры,

$$q_к=\frac{\mathfrak{M}_к+Q_{1к}B}{2BH}, \qquad (102)$$

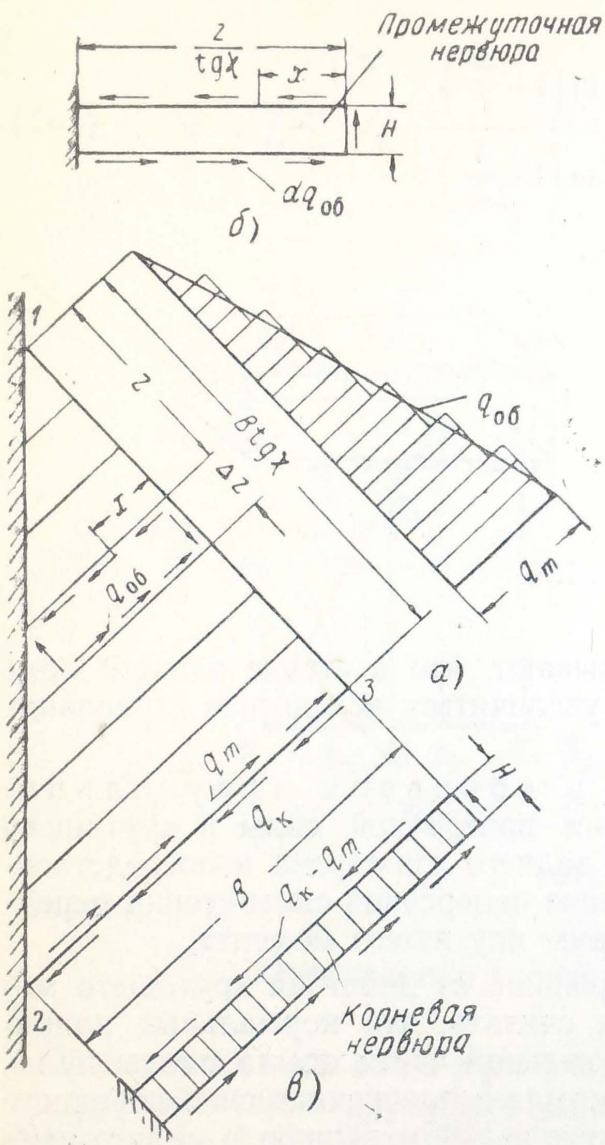
где $\mathfrak{M}_к$ и $Q_{1к}$ — крутящий момент крыла и поперечная сила стенки переднего лонжерона, которые действуют со стороны консоли в корневом сечении.

Силы $q_к$, частично воспринявшись корневой нервюрой, последовательно передаются замкнутым контуром обшивки от нервюры к нервюре, спадая к нулю в узле *1* (фиг. 125,*а*). При часто располо-

женных нервюрах ступенчатую эпюру $q_{об}$ можно заменить степенной функцией

$$q_{об} = q_m \bar{z}^r, \qquad (103)$$

где q_m — максимальное значение погонной касательной силы обшивки;



Фиг. 125.

$\bar{z} = \dfrac{z}{B \operatorname{tg} \chi}$ — относительная координата.

Таким образом, задача сводится к определению показателя степени r и силы q_m. Показатель степени r найдем из условия минимума потенциальной энергии деформации корневого отсека. Имея погонный изгибающий момент сечения промежуточной нервюры (фиг. 125,*б*)

$$m_н = \frac{dq_{об}}{dz} 2Hx, \qquad (104)$$

найдем потенциальную энергию деформации корневого отсека

$$U = \int_0^{B \operatorname{tg} \chi} \left[\frac{q_{об}^2 z}{G\delta_{об} \operatorname{tg} \chi} + \right.$$

$$\left. + \frac{2}{3} \frac{H^2 z^3}{EI'_н \operatorname{tg}^3 \chi} \left(\frac{dq_{об}}{dz} \right)^2 \right] dz$$

и из условия ее минимума

$$\frac{\partial U}{\partial r} = 0$$

определим

$$r = \sqrt{1 + a} - 1, \qquad (105)$$

где

$$a = 4 \frac{I'_н}{H^2 \delta_{об}} \operatorname{tg}^2 \chi; \qquad (106)$$

$I'_н = \dfrac{I_н}{\Delta z}$ — погонный момент инерции нервюры;

Δz — шаг нервюр.

Величину q_m найдем из условия совместности деформации обшивки и пояса корневой нервюры. Для составления этого условия необходимо знать изгибающий момент корневой нервюры (фиг. 125,*в*)

$$M_{к.н} = (q_к - q_m) 2Hx. \qquad (107)$$

Имея этот момент, составим следующее каноническое уравнение для определения q_m:

$$\Delta_{m0} + q_m \Delta_{mm} = 0, \qquad (108)$$

где

$$\Delta_{m0} = -\frac{BI'_{н}}{I_к};$$

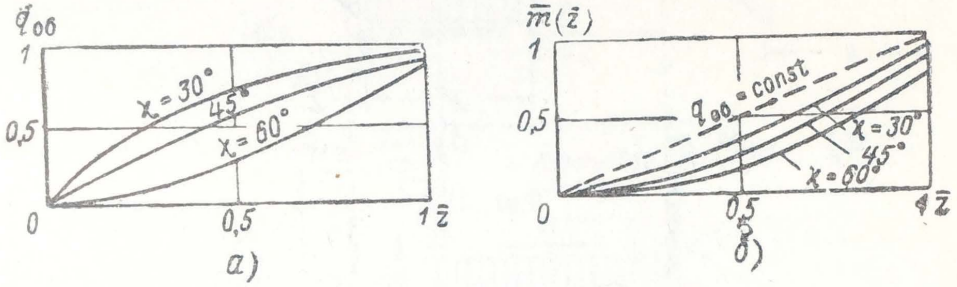
$$\Delta_{mm} = \frac{r}{\operatorname{tg}\chi} - \Delta_{m0} + a\frac{\Delta\bar{z}}{\operatorname{tg}\chi};$$

$I_к$ — момент инерции корневой нервюры;

$$\Delta\bar{z} = \frac{\Delta z}{B\operatorname{tg}\chi}.$$

Пренебрегая ввиду малости третьим слагаемым в выражении Δ_{mm}, получим из (108)

$$\bar{q}_m = \frac{q_m}{q_к} = \frac{1}{1 + \frac{I_к}{I_н} r\Delta\bar{z}}. \tag{109}$$



Фиг. 126.

При $I_к = I_н = \frac{H^2\delta_{об}}{2}\Delta z$ найдем из выражений (106) и (109)

$$\bar{q}_m = \frac{1}{1 + r\Delta\bar{z}} \tag{110}$$

и

$$r = \sqrt{1 + 2\operatorname{tg}^2\chi} - 1. \tag{111}$$

Зная по уравнению (103) значение $q_{об}$, определим соответствующее значение крутящего момента

$$\bar{\mathfrak{M}}(z) = \frac{\mathfrak{M}(z)}{\mathfrak{M}_к} = \bar{q}_m \bar{z}^{(1+r)}. \tag{112}$$

Приведем результаты расчета корневого треугольника по формулам (103) и (112) при следующих данных:

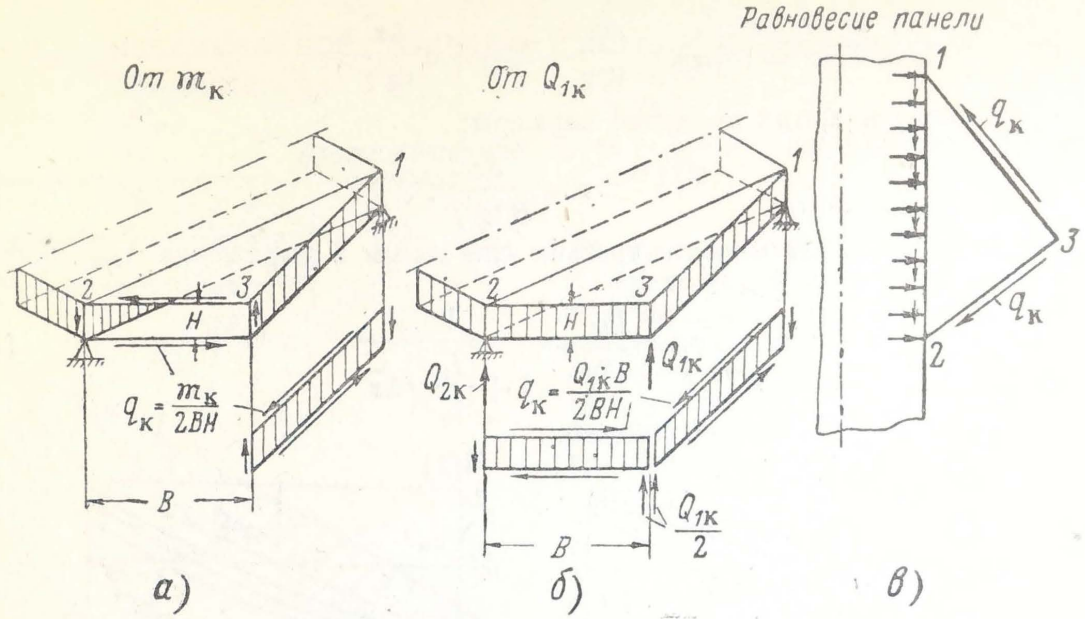
$$\chi = 30,\ 45 \text{ и } 60°; \qquad \Delta\bar{z} = 0{,}333;\ 0{,}2 \text{ и } 0{,}112.$$

На фиг. 126,*а* нанесены кривые $\bar{q}_{об} = \frac{q_{об}}{q_к}$ в функции χ от действия $\mathfrak{M}_к$.

Как видно из этих кривых, максимальные значения касательных сил обшивки $\bar{q}_m$ для разных χ близки друг к другу и единице, а величины $\bar{q}_{об}$ уменьшаются по длине корневого треугольника.

На фиг. 126,*б* приведены кривые $\bar{\mathfrak{M}}(z)$, построенные по уравнению (112). Из этих кривых видно, что для приближенных расчетов можно принять изменение $\bar{\mathfrak{M}}(\bar{z})$ по прямой, что соответствует $\bar{q}_{об} = \text{const}$ или $r = 0$. Это означает, что крутящий момент воспринимается корневым треугольником, как показано на фиг. 127,*а*. Последние выводы можно распространить и на передачу поперечной силы $Q_{1к}$ (фиг. 127,*б*).

На фиг. 127,*в* изображено нагружение панели корневого треугольника погонными касательными силами $q_к$ от действия $\mathfrak{M}_к$ или $Q_{1к}$ при отсутствии промежуточных нервюр.



Фиг. 127.

Нагружение бортовой нервюры

Бортовая нервюра *1—2* (см. фиг. 117) нагружается от изгиба и кручения крыла.

Суммарную погонную касательную силу в стенке бортовой нервюры $q_{б.н}$ от изгиба и кручения определим от равнодействующей силы P крыла по формуле

$$q_{б.н} \approx \frac{R_1}{H}, \qquad (113)$$

где $R_1 = P\frac{e}{B}\cos\chi$ — передняя опорная реакция крыла в случае его свободной подвески (фиг. 128,*а*), когда бортовая нервюра конструктивно относится к крылу;

$R_1 = (Pe - \Delta NH)\frac{\cos\chi}{B}$ — передняя опорная реакция крыла* в случае его контурного крепления (фиг. 128, *б*), когда бортовая нервюра является частью борта фюзеляжа;

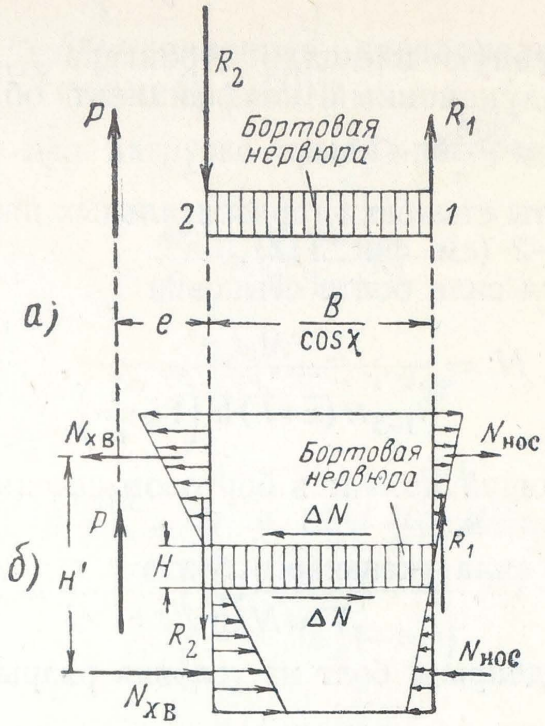
---

* При определении этой реакции принято, что момент $\Delta N(H'—H)$ реализуется в пару сил на базе $\frac{B}{\cos\chi}$.

$\Delta N = N_{хв} - N_{нос}$ — разность продольных сил от изгибающих моментов хвостовой и носовой частей фюзеляжа (фиг. 128, *б*);

H — высота бортовой нервюры;

e — расстояние от силы P, действующей на крыло до узла *2* в проекции на борт фюзеляжа (фиг. 128).



Фиг. 128.

Проектировочный расчет

Для подбора толщин в корневом и бортовом сечениях крыла примем эти сечения прямоугольными.

Приведенную толщину обшивки δ горизонтальной панели определим из формулы (98), задавшись разрушающим напряжением σ заднего стрингера при $x=0$,

$$\delta = \frac{M}{\sigma B H \bar{l} \ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)},$$

где M — изгибающий момент в корневом или бортовом сечении;

B и H — расстояние между лонжеронами и средняя высота корневого или бортового сечения;

σ — разрушающее напряжение, которое в растянутой зоне равно $\sigma_в$, а в сжатой зоне — критическому напряжению стрингера.

Для определения $\bar{l}$ примем в формулах (93) и (74) $\frac{\delta}{\delta_ф}=\frac{\delta_{об}}{\delta_{ст}}=1$ и $\frac{\delta}{\delta_{об}}=1{,}5-2$.

Зная значение δ, а следовательно, и $\delta_{об}$, и, задавшись шагом стрингеров b, можем из выражения (69) для приведенной толщины

$$\delta=\delta_{об}\varphi_{об}+\frac{f_{стр}}{b}$$

определить потребную площадь стрингера $f_{стр}$, принимая в растянутой зоне редукционный коэффициент обшивки $\varphi_{об}=1$, а в сжатой зоне $\varphi_{об}\approx\frac{30\,\delta_{об}}{b}\leqslant 1$.

Подберем болты стыковки горизонтальных панелей крыла в бортовом сечении *1—2* (см. фиг. 117).

Растягивающая сила болта стыковки

$$N=\frac{M_Б t}{l_{1-2}H(\bar{x}+\bar{l})\ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)},$$

где $M_Б$ — изгибающий момент в бортовом сечении;

t — шаг болтов.

Срезывающая сила указанного болта

$$T=N\operatorname{tg}\chi.$$

По силе N подбираем болт из условия разрыва по резьбе, а по силе

$$R=N\sqrt{1+4\operatorname{tg}^2\chi},$$

соответствующей третьей теории прочности, определяем диаметр болта.

Толщину стенки лонжерона $\delta_{ст}$ в корневом сечении крыла подбираем из условия ее устойчивости на сдвиг

$$\delta_{ст}=\frac{q_{ст}}{\tau_{кр}},$$

где $\tau_{кр}$ — критическое касательное напряжение, определяемое по формуле (24′);

$q_{ст}$ — погонная касательная сила стенки, которая может быть выражена алгебраической суммой трех слагаемых

$$q_{ст}=q_Q+q_{\mathfrak{M}}+\Delta q_{ст},$$

где по формуле (64)

$q_Q=\frac{Q_к-\frac{M_к}{H}\gamma}{H_1^2+H_2^2}H_i$ — погонная касательная сила стенки высоты H_i от поперечной силы в корневом сечении $Q_к$ с учетом конусности крыла γ;

$q_{\mathfrak{M}} = \frac{\mathfrak{M}_к}{2BH}$ — погонная касательная сила от крутящего момента $\mathfrak{M}_к$, относительно ц. ж, определенного как ц. т. квадратов высот лонжеронов H_1^2 и H_2^2;

$\Delta q_{ст} = \frac{M_к}{BH\mu}\left[0{,}5 - \frac{1}{\ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)} + \bar{l}\right]$ — погонная касательная сила, обусловленная стреловидностью крыла [по формуле (100)].

Учитывая, что при нагрузке крыла, распределенной по закону хорд, отношение

$$\frac{M_к}{Q_к} = \frac{l}{3}\frac{2+\eta}{1+\eta},$$

получим

$$q_{ст} = \frac{Q_к}{H}(\nu + \zeta) + q_{\mathfrak{M}},$$

где

$$\nu = \left(1 - \frac{B}{H}\frac{\lambda\gamma}{3}\frac{2+\eta}{1+\eta}\right)\frac{HH_1}{H_1^2+H_2^2};$$

$$\zeta = \frac{\lambda}{3\mu}\frac{2+\eta}{1+\eta}\left[0{,}5 - \frac{1}{\ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)} + \bar{l}\right];$$

$\lambda = \frac{l}{B}$ и η — удлинение и сужение консоли длины l (см. фиг. 117).

По выражению для $q_{ст}$ получаем погонные касательные силы стенок в корневом сечении консоли. Погонную касательную силу в стенке *1—3* (см. фиг. 117) можно приближенно получить, рассматривая кручение корневого треугольника от момента $\mathfrak{M}_{зд}$ нагрузки крыла, подсчитанного относительно оси заднего лонжерона

$$q_{1-3} = \frac{\mathfrak{M}_{зд}}{2BH}.$$

Пример. Подберем сечения элементов корневой части стреловидного крыла при следующих данных: $Q_к = 80$ *т*; $M_к = 650$ *тм*; $M_Б = 750$ *тм*; $\mathfrak{M}_к = 100$ *тм*; $\mathfrak{M}_{зд} = 0$; $\chi = 55°$; $D = B = 2{,}8$ *м*; $H_1 = H_2 = 0{,}7$ *м*; $\delta_{об} = \delta_{ст}$; $\delta = \delta_ф$; $\eta = 2{,}5$; $\lambda = 7$; $\gamma = 0{,}02$; шаг стрингеров $b = 300$ *мм*, шаг болтов $t = 100$ *мм*. Материал обшивки и стрингеров $B\,95 - \sigma_в = 5000$ *кг/см²*, а болтов — 30ХГСНА — $\sigma_в = 14\,000$ *кг/см²*.

Решение: Принимая $\frac{\delta}{\delta_{об}} = 1{,}5$, находим по формулам (74) и (93)

$$\mu = 0{,}633\sqrt{1{,}5\left(1+\frac{5}{9}\,0{,}25\right)} = 0{,}82$$

и

$$\bar{l} = 0{,}5\,\frac{0{,}11}{0{,}82} + \frac{0{,}82}{1{,}43} = 0{,}638.$$

Определяем приведенную толщину растянутой панели δ в корневом сечении, принимая $\sigma = 0{,}9\sigma_b$ — за счет ослабления обшивки отверстиями под заклепки,

$$\delta = \frac{65\,000\,000}{0{,}9 \cdot 5000 \cdot 280 \cdot 70 \cdot 0{,}638 \cdot 0{,}935} = 1{,}25 \text{ см}.$$

Находим толщину обшивки

$$\delta_{об} = \frac{1{,}25}{1{,}5} = 0{,}83 \text{ см}.$$

Принимая $\delta_{об} = 0{,}8$ см и $\varphi_{об} = 1$, определяем площадь сечения одного стрингера

$$f_{стр} = (1{,}25 - 0{,}8)\,30 \approx 14 \text{ см}^2.$$

В сжатой зоне выбираем так размеры сечения стрингеров, их шаг и расстояние между нервюрами, чтобы критическое напряжение $\sigma_{кр}$ обшивки и стрингера (общая и местная) было больше $0{,}9\sigma_b$.

Определяем силы, действующие на задний болт стыковки (при $\bar{x} = 0$): растягивающую

$$N = \frac{75\,000\,000}{485 \cdot 70 \cdot 0{,}638 \cdot 0{,}935}\,10 = 36\,800 \text{ кг},$$

срезывающую

$$T = 36\,800 \cdot 1{,}43 = 52\,500 \text{ кг}$$

и приведенную

$$R = 36\,800\sqrt{1 + 4\,(1{,}43)^2} = 111\,000 \text{ кг}.$$

Находим внутренний диаметр болта из условия разрыва по резьбе

$$d_{вн} = \sqrt{\frac{4 \cdot 36\,800}{\pi \cdot 14\,000}} = 1{,}83 \text{ см}.$$

Принимаем $d_{вн} = 2$ см.

По силе R определяем диаметр болта

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot 111\,000}{\pi \cdot 14\,000}} = 3{,}2 \text{ см}.$$

Находим коэффициент

$$\nu = \left(1 - \frac{2{,}8}{0{,}7}\,\frac{7 \cdot 0{,}02}{3}\,\frac{2+2{,}5}{1+2{,}5}\right)0{,}5 = (1 - 0{,}24)\,0{,}5 = 0{,}38.$$

Отсюда видно, что разгрузка стенок вследствие конусности крыла составляет 24% поперечной силы. Определяем коэффициент влияния стреловидности

$$\zeta = \frac{7}{3 \cdot 0{,}82}\,\frac{2+2{,}5}{1+2{,}5}\left[0{,}5 - \frac{1}{0{,}935} + 0{,}638\right] = 0{,}26.$$

Из сопоставления полученных результатов следует, что эффект стреловидности составляет

$$\frac{0{,}26}{0{,}38} = 0{,}685.$$

Находим погонную касательную силу в передней стенке

$$q_{1ст} = \frac{80\,000}{70}(0{,}38 - 0{,}26) - \frac{10\,000\,000}{2 \cdot 280 \cdot 70} = 137 - 255 = -118 \text{ кг/см}$$

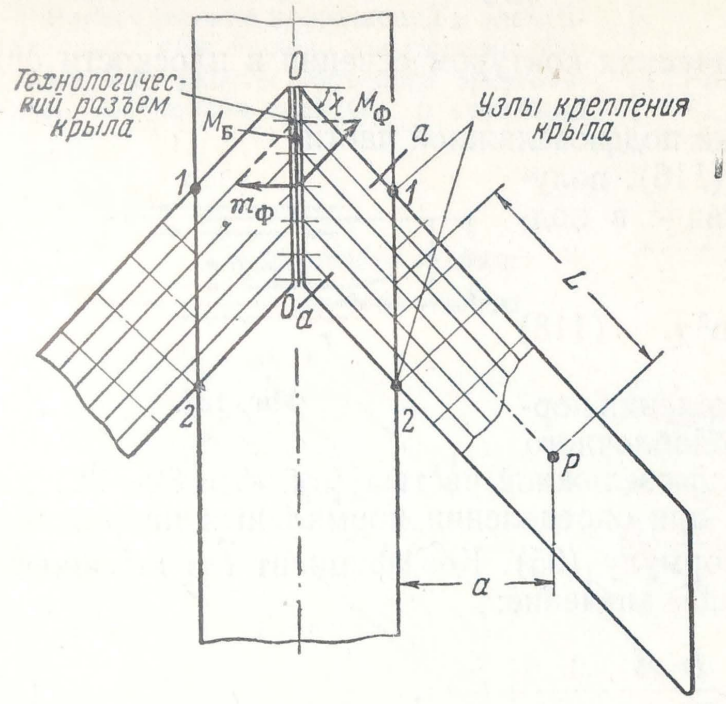
и в задней стенке

$$q_{2ст} = \frac{80\,000}{70}(0{,}38 + 0{,}26) + 255 = 730 + 255 = 985 \text{ кг/см}.$$

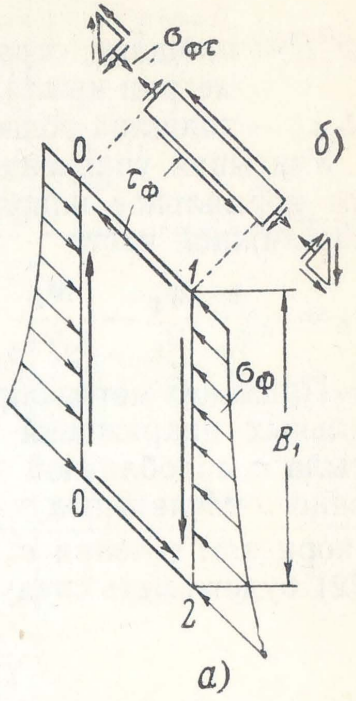
Зная значение $q_{ст}$ и задавшись τ, находим потребную толщину стенки.

МОНОБЛОЧНОЕ КРЫЛО С ПЕРЕЛОМОМ ПРОДОЛЬНОГО НАБОРА ПО ОСИ СИММЕТРИИ

В рассматриваемой силовой схеме (фиг. 129) на оси симметрии крыла имеется технологический разъем, в плоскости которого устанавливают осевую нервюру. Напряженное состояние консоли и корневого треугольника рассматриваемого крыла аналогично напряженному состоянию крыла с переломом стрингеров на борту фюзеляжа. Напряженное состояние подфюзеляжной части крыла имеет некоторые особенности, определяемые переломом стрингеров по оси симметрии самолета. Рассмотрим эти особенности. От нагруз-



Фиг. 129.



Фиг. 130.

ки P, действующей на крыло, подфюзеляжная часть нагружается постоянным бортовым моментом

$$M_Б = Pa.$$

От этого момента подфюзеляжная часть работает на изгиб вдоль стрингеров с моментом

$$M_ф = \frac{M_Б}{\cos\chi} \qquad (114)$$

и на кручение в плоскостях, параллельных плоскости симметрии самолета с моментом

$$\mathfrak{M}_ф = M_Б \operatorname{tg}\chi. \qquad (115)$$

Момент $\mathfrak{M}_ф$ уравновешивается моментом опорных реакций крыла. От изгиба и кручения в подфюзеляжной части возникают нормальные и касательные напряжения ($\sigma_ф$ и $\tau_ф$) (фиг. 130,*а*). Причем от касательных напряжений, из-за косизны отсека *1—0—0—2*,

возникают, в свою очередь, дополнительные нормальные напряжения (фиг. 130,*б*)

$$\sigma_{\phi\tau}=2\tau_{\phi}\frac{\delta_{\text{об. ф}}}{\delta_{\phi}}\operatorname{tg}\chi. \qquad (116)$$

Касательные напряжения τ_{ϕ} можно достаточно точно определить по формуле свободного кручения, так как при совместном действии изгиба и кручения свободный косоугольный отсек *1—0—0—2* (фиг. 130,*а*) практически не депланирует:

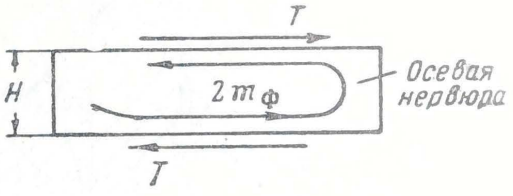
$$\tau_{\phi}=\frac{\mathfrak{M}_{\phi}}{2F\delta_{\text{об. ф}}}, \qquad (117)$$

где F — площадь, ограниченная контуром сечения в плоскости симметрии крыла;

$\delta_{\text{об.ф}}$ — толщина обшивки подфюзеляжной части.

Учитывая уравнение (116), получим нормальное напряжение в подфюзеляжной части

$$\sigma_{\phi}=\sigma_{\text{к}}\frac{\delta}{\delta_{\phi}}\frac{M_{\phi}}{M_{\text{к}}}-\frac{M_{\phi}}{BH\delta_{\phi}}\sin^2\chi. \qquad (118)$$



Фиг. 131.

Применяя метод определения нормальных напряжений моноблочного крыла с моноблочной подфюзеляжной частью (см. стр. 89—92) для данного случая, получим при определении нормальных напряжений в корневом сечении $\sigma_{\text{к}}$ формулу (95). Коэффициент $\overline{l}$ в выражении (92) будет иметь следующее значение:

$$\overline{l}=\frac{D}{2B}\frac{\delta}{\delta_{\phi}}\frac{1}{\sin\chi}+\frac{\mu}{\operatorname{tg}\chi}. \qquad (119)$$

Расчет консоли крыла от действия крутящего момента и поперечной силы следует производить по формулам, изложенным на стр. 96—99.

Рассмотрим нагружение усиленных нервюр. Осевая нервюра нагружается вдоль своих поясов составляющими усилий элементов продольного набора, которые приводятся к паре сил *TH* (фиг. 131). Эта пара уравновешивается моментом $2\mathfrak{M}_{\phi}$. В результате погонная касательная сила в стенке осевой нервюры будет

$$q_{\text{ос. н}}=\frac{\mathfrak{M}_{\phi}}{F}. \qquad (120)$$

Погонная касательная сила в стенке бортовой нервюры определяется по формуле (113)

$$q_{\text{Б. н}}=\frac{R_1}{H}-\frac{q_{\text{ос. н}}}{2}. \qquad (121)$$

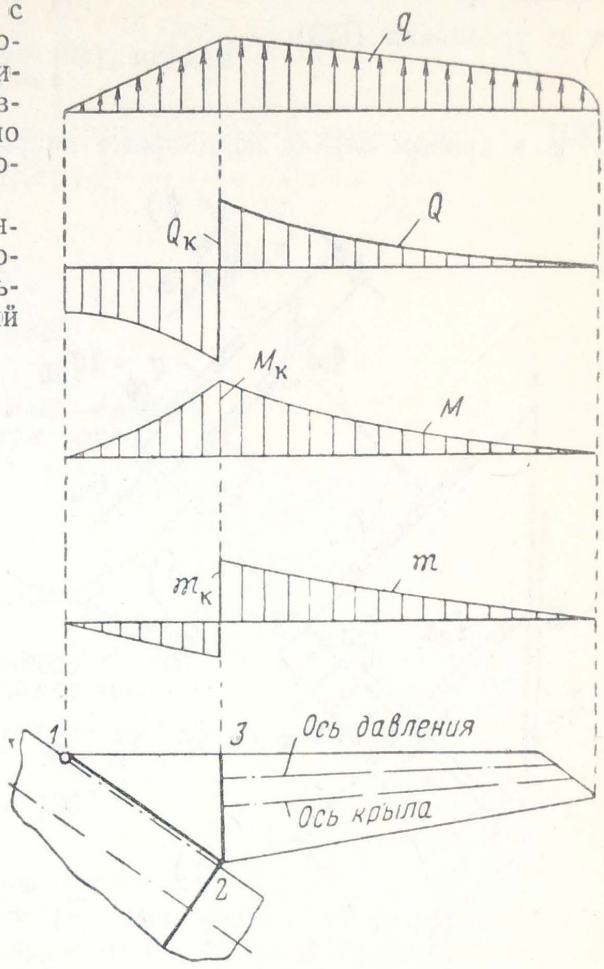
МОНОБЛОЧНОЕ КРЫЛО С ОДНОЛОНЖЕРОННОЙ ПОДФЮЗЕЛЯЖНОЙ ЧАСТЬЮ

Силовая схема рассматриваемого крыла представляет собой моноблочную конструкцию с усиленными нервюрами (бортовой и корневой), связанными в узле *2* с подфюзеляжным лонжероном (фиг. 132). Узел *1* является шарнирным (немоментным).

Рассмотрим работу крыла. При работе крыла на изгиб его можно схематизировать в виде двухопорной балки с опорами в узле *1* и на корневой нервюре *2—3*. Эпюры поперечных сил и изгибающих моментов этой балки представлены на фиг. 133. По кручению крыло является балкой, заделанной в плоскости корневой нервюры.

Распределение напряжений в элементах крыла обусловлено некоторыми особенностями работы корневого треугольника. Поперечная сила $Q_к$ и крутящий

Фиг. 132.



Фиг. 133.

момент $\mathfrak{M}_к$ в корневом сечении *2—3* передаются изгибом корневой нервюры *2—3* на узел *2*. Изгибающий момент в корневом сечении $M_к$ в виде нормальных напряжений $\sigma_к$ (фиг. 134,*а*) воспринимается треугольными панелями *1—2—3*, через которые силами T_i передается на пояса бортовой и корневой нервюр. Последние передают эти силы через узел *2* на борт фюзеляжа и подфюзеляжный лонжерон. От напряжений $\sigma_к$ в обшивке треугольной панели возникают погонные касательные силы $q_{об}$ (фиг. 134,*а*), которые находятся из равновесия треугольника *2 ab*. Из уравнения моментов сил относительно точки *2*, действующих на этот треугольник, найдем

$$q_{об} = \frac{\int_0^x \sigma_к \delta x \, dx}{x^2 \operatorname{tg} \chi}. \qquad (122)$$

Зная $q_{об}$, можно определить нормальное напряжение в произвольном сечении элементарной полоски (фиг. 134,*б*)

$$\sigma = \sigma_к + \frac{dq_{об}}{dx} \frac{z}{\delta}. \qquad (123)$$

Необходимо отметить, что нормальные напряжения действуют по всей длине элементарной полоски, уравновешиваясь у ее скошенного конца касательными силами, как показано на фиг. 134,*в*.

Принимая δ и $\sigma_к$ постоянными, из уравнения (122) находим

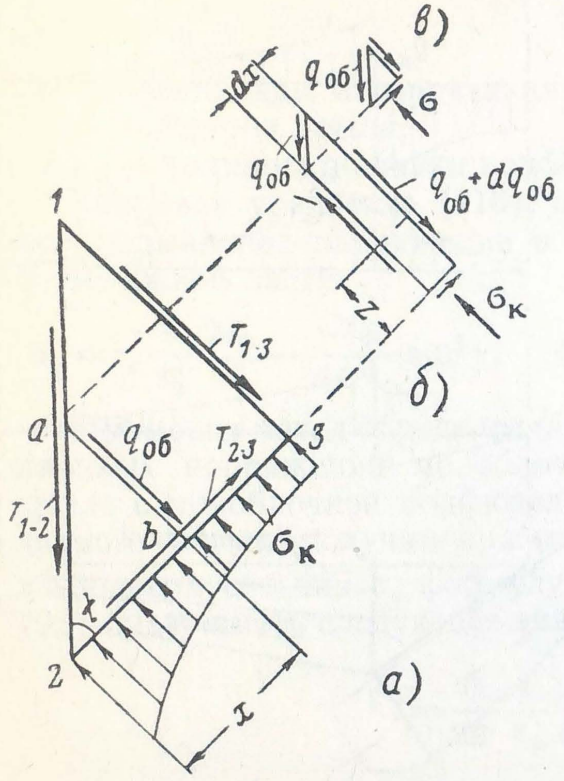
$$q_{об} = \frac{\sigma_к \delta}{2 \operatorname{tg} \chi}, \tag{124}$$

а из уравнения (123)

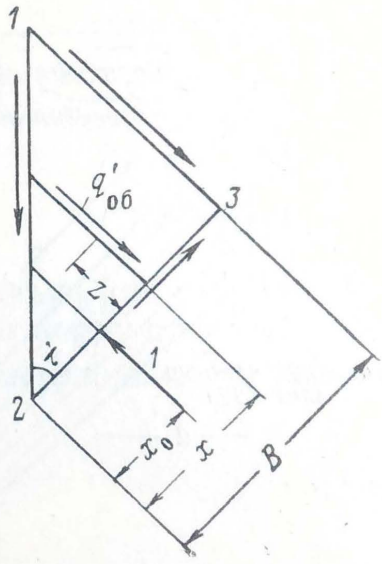
$$\sigma = \sigma_к, \tag{125}$$

т. е. в данном случае нормальные напряжения получились постоянными вдоль каждого волокна треугольной панели.

Перейдем к определению нормальных напряжений $\sigma_к$ в порядке, изложенном на стр. 89—92. Определим продольное перемещение u любого элемента треугольной панели по



Фиг. 134.



Фиг. 135.

формуле (85). Для этого найдем сначала погонные силы $q'_{об}$ и нормальные напряжения σ' в панели при $x > x_0$ от единичной силы (фиг. 135):

$$q'_{об} = \frac{x_0}{x^2 \operatorname{tg} \chi}, \tag{126}$$

$$\sigma' = \frac{dq'_{об}}{dx} \frac{z}{\delta} = -2 \frac{x_0}{x^3} \frac{z}{\delta \operatorname{tg} \chi}. \tag{127}$$

В результате из уравнения (85) найдем

$$u = \frac{\delta}{E} \iint \sigma_к \sigma' \, dx \, dz + \frac{1}{G \delta_{об}} \iint q_{об} q'_{об} \, dx \, dz + \frac{\sigma_к}{4G \operatorname{tg} \chi} \frac{H}{B} \frac{\delta}{\delta_{ст}} x_0, \tag{128}$$

где последним слагаемым учитывается сдвиг стенки *1—3* толщины $\delta_{ст}$ и высоты $H/2$, а закон изменения $\sigma_к$ пока принят постоянным.

Подставляя в уравнение (128) значения $q_{об}$, $q'_{об}$ и σ' из уравнений (124), (126) и (127), получим после интегрирования и замены x_0 на x

$$u=\frac{\sigma_к B \operatorname{tg}\chi}{E}\left(1+\frac{4}{3}\frac{\delta}{\delta_{об}\operatorname{tg}^2\chi}\right)\bar{x}\,|\ln\bar{x}\,|+\frac{\sigma_к H\delta}{4G\delta_{ст}\operatorname{tg}\chi}\bar{x}, \tag{129}$$

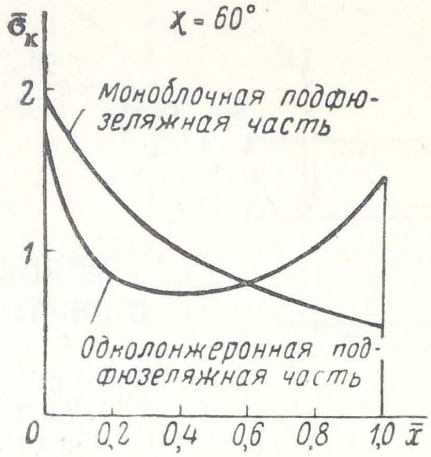
где

$$\bar{x}=\frac{x}{B}.$$

Подставляя значение u в выражение (91), найдем

$$\varphi_{стр}=\frac{1}{\left(1+\frac{4}{3}\frac{\delta}{\delta_{об}\operatorname{tg}^2\chi}\right)\bar{x}\,|\ln\bar{x}\,|+\frac{2}{3}\frac{H}{B}\frac{\delta}{\delta_{ст}}\frac{\bar{x}}{\operatorname{tg}^2\chi}+\frac{\mu}{\operatorname{tg}\chi}}, \tag{130}$$

где μ — определяется по формуле (74).



Фиг. 136.

Напряжения $\sigma_к$ определяем по формуле (95).

На фиг. 136 приведены кривые $\bar{\sigma}_к=f(\bar{x})$, вычисленные по формулам (97′), (98) и (130) для моноблочного крыла прямоугольного поперечного сечения при следующих данных:

$$\chi=60°;\quad \frac{D}{B}=1{,}3;\quad \frac{H}{B}=0{,}2$$

и

$$\delta=\delta_{об}=\delta_{ст}=\delta_ф.$$

Как видно, переход с моноблочной подфюзеляжной части на однолонжеронную увеличивает концентрацию напряжений и у передних стрингеров.

Нагружение усиленных нервюр

Бортовая и корневая нервюры (см. фиг. 132) работают на поперечный изгиб. По изгибающему моменту подфюзеляжного лонжерона Pa найдем изгибающие моменты бортовой и корневой нервюр в узле 2

$$M_{Б.н}=\frac{Pa}{\operatorname{tg}\chi} \tag{131}$$

и

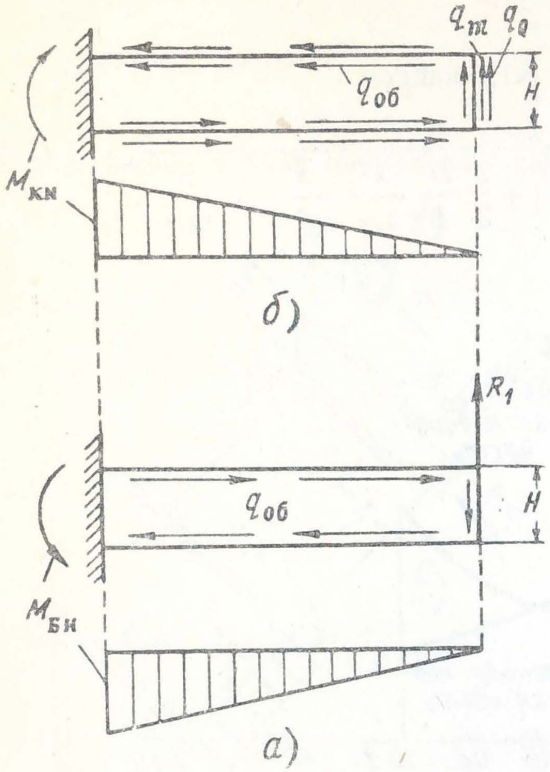
$$M_{к.н}=\frac{Pa}{\sin\chi}. \tag{132}$$

Найдем поперечную силу бортовой нервюры (фиг. 137,*а*)

$$Q_{\text{Б. н}} = R_1 - q_{\text{об}} H, \tag{133}$$

где $q_{\text{об}}$ — определяется из уравнения (122) при $x=B$, а приближенно из уравнения (124);

R_1 — реакция переднего узла крепления крыла, которая равна



Фиг. 137.

$$R_1 = P\frac{b}{c}.$$

Поперечная сила корневой нервюры (фиг. 137,*б*)

$$Q_{\text{к. н}} = (q_{\text{об}} + q_Q + q_{\mathfrak{M}})\,H, \tag{134}$$

где $q_Q = \dfrac{Q_{1k}}{H}$ — погонная сила передней стенки консоли;

$q_{\mathfrak{M}} = \dfrac{\mathfrak{M}_k}{2BH}$ — погонная сила от действия крутящего момента консоли.

МОНОБЛОЧНОЕ КРЫЛО С ВНУТРЕННИМ ПОДКОСОМ

Силовая схема с подкосом (фиг. 138,*а* и *б*) является разновидностью предыдущей схемы крыла и представляет собой моноблочную конструкцию, шарнирно опертую на фюзеляж и подкосную балку. Для упрощения изготовления подкоса и экономии веса конструкции, его делают иногда неразъемным и несвязанным с обшивкой крыла. Подкос разгружает бортовую и корневую нервюры от их изгиба, а в схеме фиг. 138,*б* дополнительно уменьшает изгибающие моменты крыла на участке *1—5*.

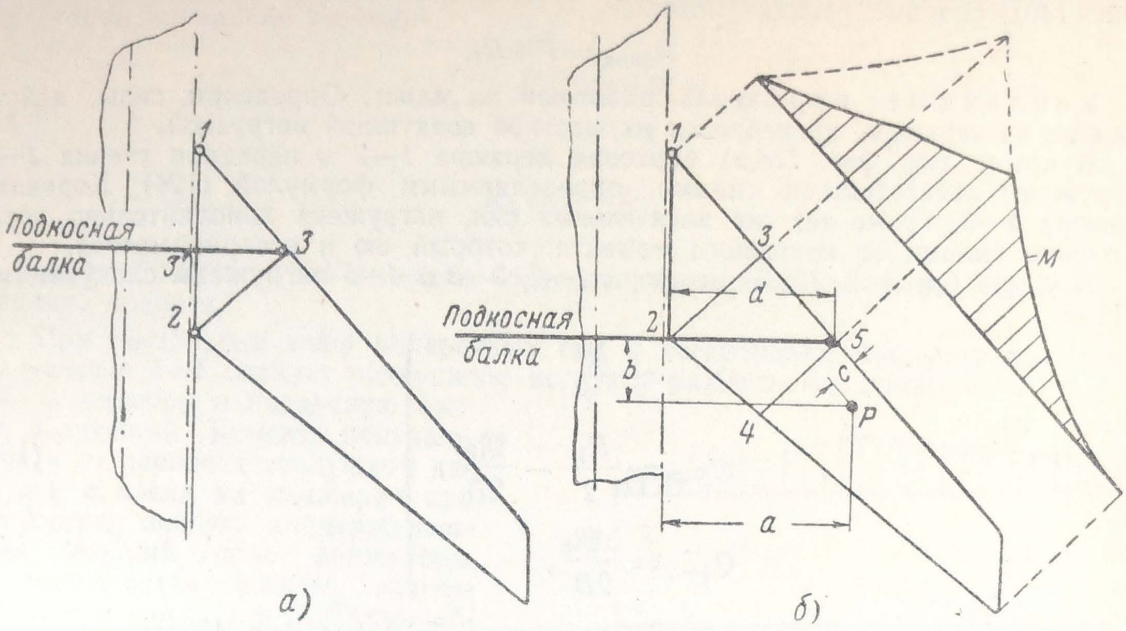
Перейдем к расчету крыла. Определим опорные реакции консоли (фиг. 139)

$$\left.\begin{aligned} R_1 &= P\frac{b}{l_{1-2}},\\ R_2 &= P\frac{c}{l_{2-3}},\\ R_5 &= P\frac{a}{l_{2-5}}. \end{aligned}\right\} \tag{135}$$

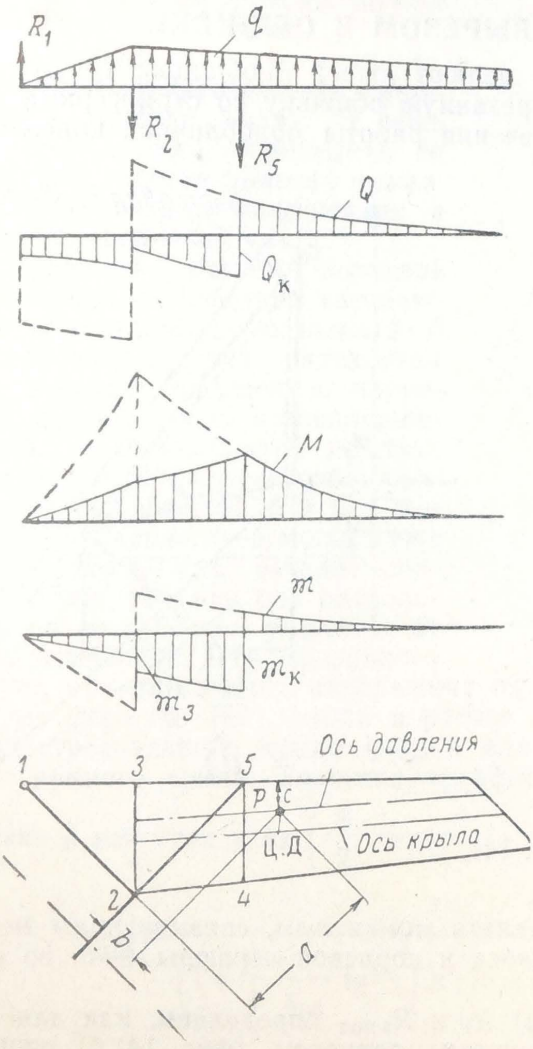
Имея нагрузку q, действующую на крыло и его опорные реакции R_i, строим эпюры Q, M и $\mathfrak{M}$, как показано на фиг. 139. Пунктирные линии на эпюрах относятся к схеме крыла фиг. 138,*а*. По эпюрам Q, M и $\mathfrak{M}$ определяем напряжения. Нормальные напряжения в корневом сечении 2—3 каждой схемы находим по формуле (95) с учетом редукционного коэффициента, определяемого уравнением (130).

Расчет сечения *4—5* схемы фиг. 138,*б* можно производить по формуле (50), как для прямого крыла, так как оно находится на большом расстоянии от сечения *2—3*.

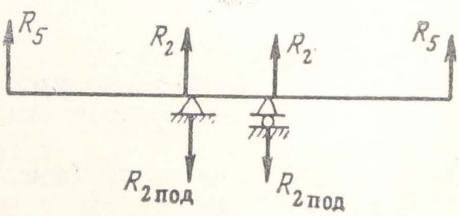
Рассмотрим нагружение подкосной балки и усиленных нервюр.



Фиг. 138.



Фиг. 139.



Фиг. 140.

Подкосная балка работает на изгиб по схеме двухопорной балки (фиг. 140), опорные реакции которой

$$R_{2\text{под}} = P + R_1.$$

Усиленные нервюры работают на сдвиг. Определим силы, действующие на нервюры, пренебрегая их местной воздушной нагрузкой.

В крыле (см. фиг. 138,а) бортовая нервюра *1—2* и передняя стенка *1—3* нагружены касательными силами, определяемыми формулой (124). Корневая нервюра *2—3*, кроме тех же касательных сил, нагружена дополнительно касательными силами от крутящего момента, который ею и воспринимается.

В крыле (см. фиг. 138,*б*) нервюры *1—2, 2—3* и *4—5* нагружены следующими силами:

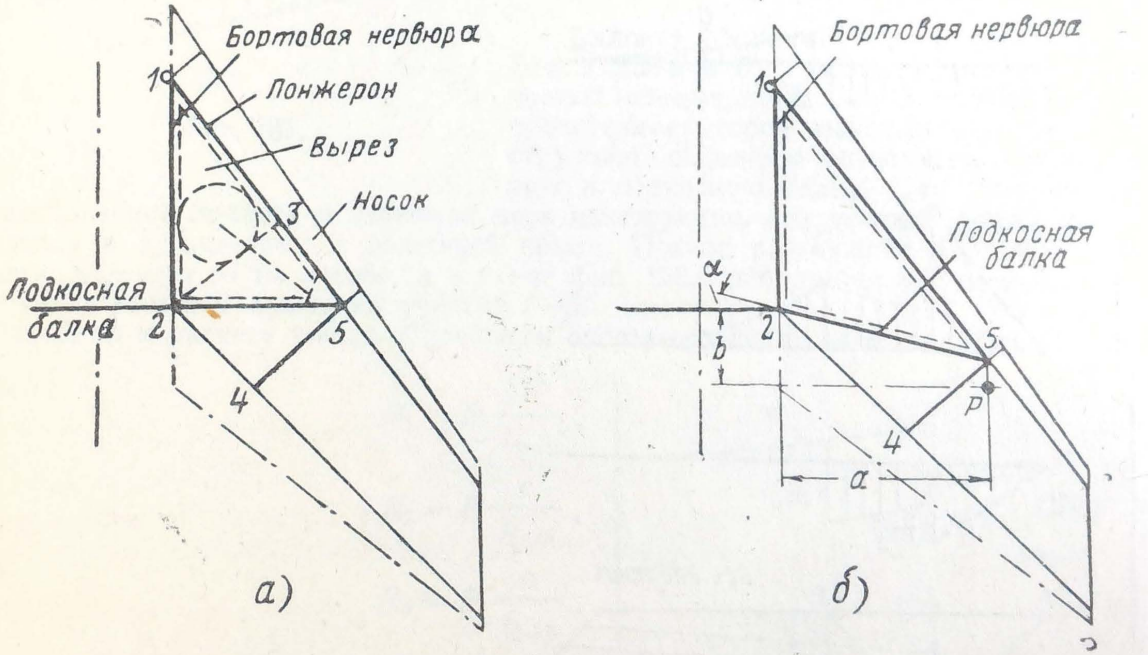
$$\left.\begin{aligned} Q_{1-2} &\approx \frac{R_1}{2}, \\ Q_{2-3} &\approx \frac{R_1}{2} - \frac{\mathfrak{M}_3}{2B}, \\ Q_{4-5} &= \frac{\Delta\mathfrak{M}_5}{2B}, \end{aligned}\right\} \qquad (136)$$

где $\mathfrak{M}_3$ — крутящий момент справа от сечения *2—3* (см. фиг. 139);

$\Delta\mathfrak{M}_5$ — момент реакции R_5 относительно оси крыла.

ПОДКОСНОЕ КРЫЛО С ВЫРЕЗОМ В ОБШИВКЕ

Иногда для уборки шасси в крыло делают вырез в обшивке треугольной панели *1—2—5* (фиг. 141). При этом вырезанную обшивку со стрингерами компенсируют лонжероном *1—5*. Для обеспечения работы моноблочной консоли на



Фиг. 141.

изгиб и кручение необходимо узел *5* сделать моментным, связывающим между собой не только стенки лонжерона, подкоса и корневой нервюры *4—5*, но и их пояса.

Опорные реакции крыла (фиг. 141,*а*) R_1 и $R_{2\text{под}}$ определяем, как для предыдущего крыла. Для схемы с наклоненным подкосом (фиг. 141,*б*) опорные реакции зависят от того, является ли бортовая нервюра элементом крыла или фюзеляжа. В первом случае реакции R_1 и $R_{2\text{под}}$ определяются, как сказано

выше, и момент $Pa\,\mathrm{tg}\,\alpha$ воспринимается усиленной бортовой нервюрой крыла. Во втором же случае реакция

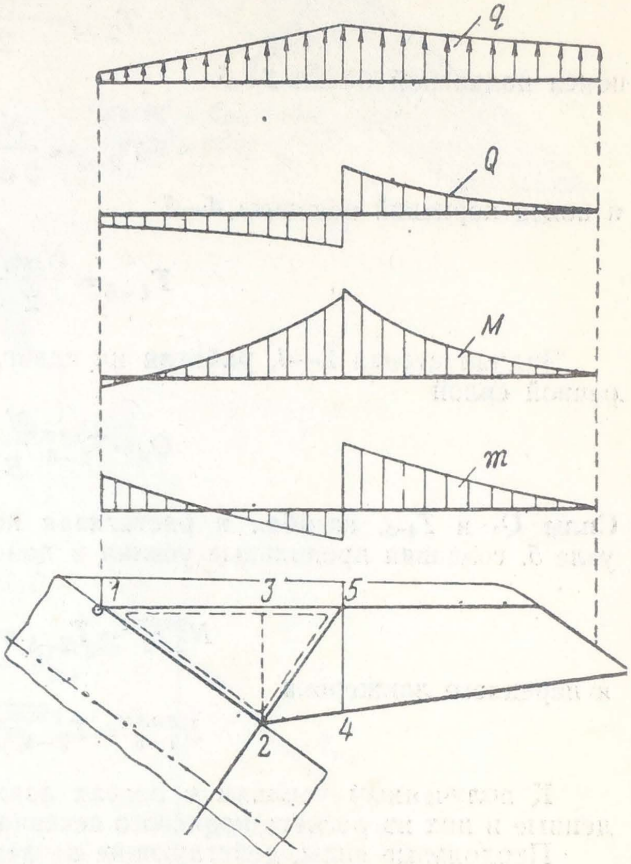
$$R_1 = \frac{P(b - a\,\mathrm{tg}\,\alpha)}{l_{1-2}}$$

и

$$R_2 = P + R_1,$$

а момент $Pa\,\mathrm{tg}\,\alpha$ воспринимается бортовой нервюрой фюзеляжа, где α — угол наклона подкоса.

При построении эпюр поперечных сил и изгибающих моментов лонжерона на участке *1—5* следует воздушную нагрузку разнести на лонжерон *1—5*, бортовую нервюру и подкосную балку. Крутящий момент, получающийся от переноса воздушной нагрузки с носка на лонжерон при отсутствии нервюр, поддерживающих нижний пояс лонжерона, воспринимается носком, защемленным в узлах *1* и *5*. Таким образом, эпюры Q, M и $\mathfrak{M}$ будут иметь вид, изображенный на фиг. 142. По этим эпюрам можем определить напряжения.



Фиг. 142.

Перейдем к расчету крыла. Нормальные и касательные напряжения в консоли вдали от сечения *4—5* можно определять по формулам расчета прямого крыла. Ниже рассмотрим напряжения в элементах корневой части.

Приведем расчет корневой части крыла от действия изгибающего момента $M_к$. В сечении *4—5* со стороны консоли растянутая зона работает аналогично корневому сечению крыла с однолонжеронной подфюзеляжной частью, что видно из сравнения схем, приведенных на фиг. 143,*а* и *б*. Сжатую зону сечения *4—5* можно уже рассматривать как сечение прямого крыла, так как оно расположено на достаточном удалении от борта фюзеляжа. Из сказанного следует, что нормальные напряжения $\sigma_к$ в корневом сечении *4—5* можно определять по формуле (95), вводя в расчет растянутой зоны редукционный коэффициент стреловидного крыла $\varphi_{стр}$, а для сжатой зоны — редукционный коэффициент прямого крыла. Значение коэффициента $\varphi_{стр}$ получим из формулы (130), заменив в ней угол χ на $\left(\frac{\pi}{2} - \chi\right)$:

$$\varphi_{стр} = \frac{1}{\left(1 + \frac{4}{3}\frac{\delta}{\delta_{об}}\mathrm{tg}^2\chi\right)\bar{x}\,|\ln\bar{x}| + \frac{2}{3}\frac{H}{B}\frac{\delta}{\delta_{об}}\mathrm{tg}^2\chi\,\bar{x} + \mu\,\mathrm{tg}\,\chi}. \qquad (137)$$

При пользовании этой формулой следует иметь в виду, что ось x направлена от узла *5* к узлу *4* (фиг. 143,*б*)

Примечание. Данные расчетов и экспериментов показывают, что в растянутой зоне напряжения по ширине B сечения получаются примерно одинаковыми. Поэтому можно упростить расчет, определяя напряжения по формуле

$$\sigma_к \approx \frac{M_к}{H_{ср} F_{пан}}, \tag{138}$$

где $H_{ср}$ — средняя высота сечения межлонжеронной части крыла;
$F_{пан}$ — площадь сечения панели в растянутой зоне.

Определив напряжения в корневом сечении $\sigma_к$, выявим работу отдельных элементов корневой части (фиг. 144). Сила нижней панели $N_{пан}$ уравновешивается реакцией задней стенки *2—4*

$$T_{2-4} = \frac{N_{пан}}{2},$$

пояса подкосной балки *2—5*

$$T_{2-5} = \frac{N_{пап}}{2\cos\chi}$$

и пояса корневой нервюры *4—5*

$$T_{4-5} = \frac{N_{пан}}{2} \operatorname{tg}\chi.$$

Задняя стенка *2—4*, работая на сдвиг, нагружает корневую нервюру поперечной силой

$$Q_4 = T_{2-4} \frac{N}{B} \operatorname{tg}\chi.$$

Силы Q_4 и T_{4-5}, изгибая и растягивая корневую нервюру, воспринимаются в узле *5*, создавая продольные усилия в поясах подкосной балки

$$N_{2-5}^{верхн} = T_{2-5} = -\frac{N_{2-5}^{нижн}}{2}$$

и переднего лонжерона

$$N_{1-5}^{нижн} = T_{2-4} = -N_{1-5}^{верхн}.$$

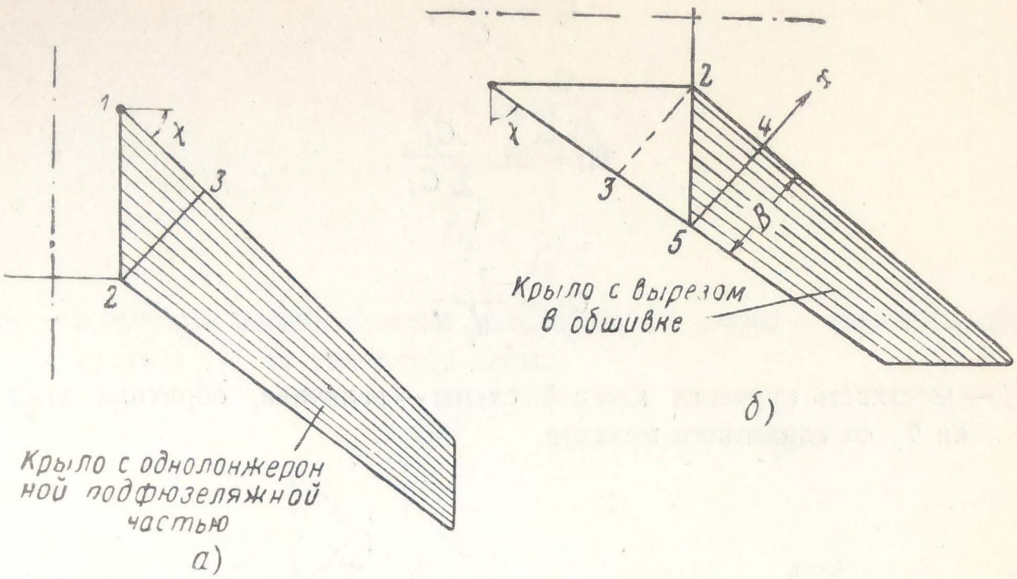
К полученным усилиям в поясах лонжеронов следует добавить силы, найденные в них из расчета корневого сечения со стороны консоли.

Продольные силы, действующие на верхнюю панель в сечении *4—5*, уравновешиваются касательными силами задней стенки T_{2-4} и стенки лонжерона q_{1-3}, от которых панель работает на внецентренное сжатие.

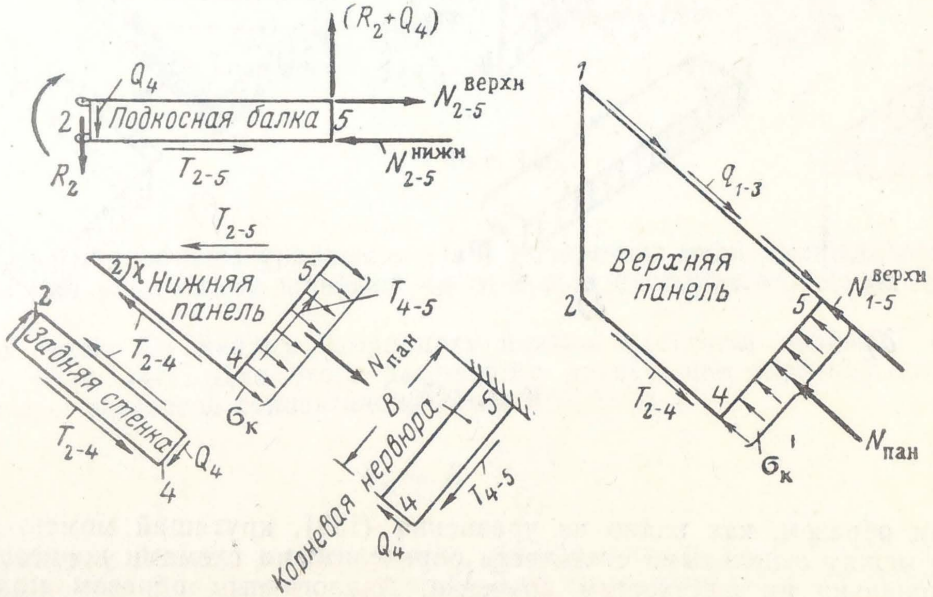
Рассмотрим расчет корневой части крыла от крутящего момента $\mathfrak{M}_к$ и поперечной силы $Q_к$, действующих в корневом сечении *4—5*. Задача расчета корневой части крыла на кручение является многократно статически неопределимой вследствие большого количества связей. Действительно, крутящий момент

$$\mathfrak{M}_к = \mathfrak{M}_1 + \mathfrak{M}_2 + \mathfrak{M}_3 + \mathfrak{M}_4 + \mathfrak{M}_5,$$

где $\mathfrak{M}_1$ — пара сил узла *5* (фиг. 145,*а*) изгиба подкосной балки и лонжерона *1—5*;
$\mathfrak{M}_2$ — пара сил (фиг. 145,*б*) изгиба заднего лонжерона и подкосной балки;
$\mathfrak{M}_3$ — момент кручения замкнутого контура *4—5* (фиг. 145,*в*), который сопровождается самоуравновешивающимися нормальными напряжениями;
$\mathfrak{M}_4$ — момент кручения носка, защемленного в узле *1* (фиг. 145,*г*);
$\mathfrak{M}_5$ — пара сил (фиг. 145,*д*) изгиба подкосной и продольной балок; продольная балка устанавливается для увеличения жесткости корневой части крыла на кручение (фиг. 146).



Фиг. 143.



Фиг. 144.

Для приближенной оценки каждой составляющей момента $\mathfrak{M}_i$ применим метод деформаций, принимая углы поворота сечения *4—5* (θ_i) в каждой из рассмотренных схем одинаковыми

$$\theta_1 = \theta_2 = \theta_3 = \theta_4 = \theta_5.$$

Так как

$$\theta_i = \frac{\mathfrak{M}_i}{C_i},$$

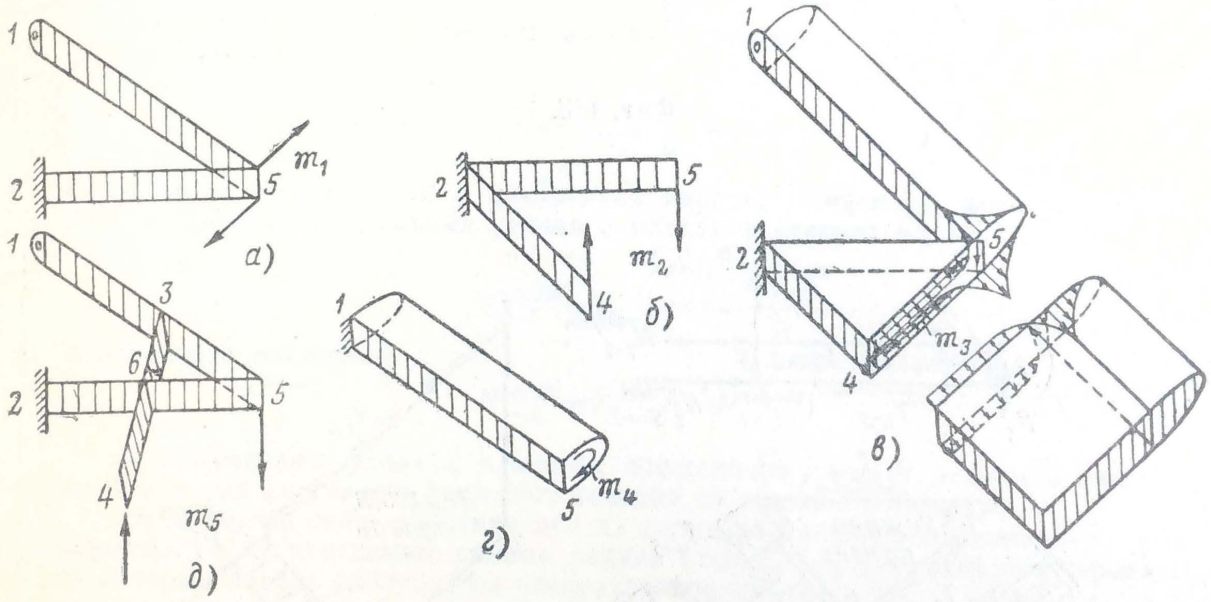
то

$$\mathfrak{M}_i = \mathfrak{M}_к \frac{C_i}{\sum C_i}, \qquad (139)$$

где

$$C_i = \frac{1}{\theta_i'};$$

C_i — жесткость кручения каждой схемы — величина, обратная углу крутки θ_i' от единичного момента.



Фиг. 145.

Таким образом, как видно из уравнения (139), крутящий момент распределяется между отдельными статически определимыми схемами корневой части пропорционально их жесткостям кручения. Аналогичным образом можно поступить и при распределении поперечной силы $Q_к$. Пренебрегая моментом носка и узла *5*, можно написать (фиг. 147), что

$$Q_к = Q_1 + Q_2 + Q_3,$$

где Q_1 — поперечная сила, воспринимаемая изгибом подкоса;
Q_2 — сила, воспринимаемая изгибом заднего лонжерона;
Q_3 — сила, воспринимаемая изгибом продольной балки.

Для приближенной оценки каждой составляющей силы Q_i принимаем прогибы от сил Q_i равными друг другу

$$f_1 = f_2 = f_3.$$

Так как

$$f_i = \frac{Q_i}{D_i},$$

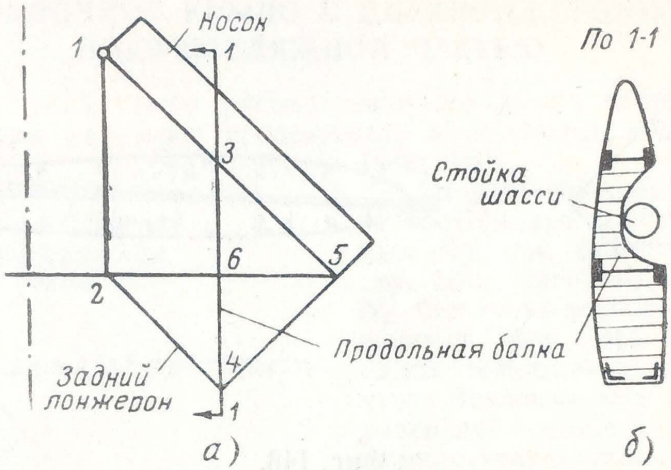
то

$$Q_i = Q_к \frac{D_i}{\sum D_i}, \tag{140}$$

где

$$D_i = \frac{1}{f_i'};$$

D_i — жесткость изгиба каждой рассмотренной схемы — величина, обратная прогибу f_i' от единичной силы.



Фиг. 146.

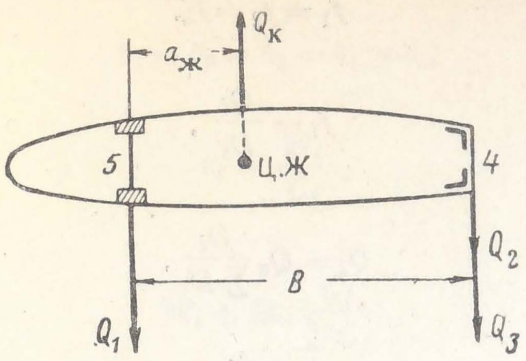
Таким образом, по уравнению (140) поперечная сила распределяется между отдельными элементами корневой части крыла пропорционально их жесткостям изгиба.

По силам Q_i найдем координату центра жесткости корневой части крыла $a_ж$ (фиг. 147). Для этого рассмотрим нагружение корневой нервюры. Из равновесия моментов относительно точки *5* найдем

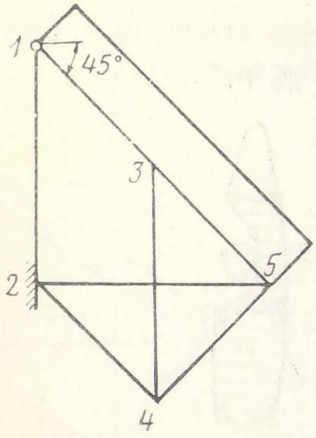
$$a_ж = B \frac{Q_2 + Q_3}{Q_к}. \tag{141}$$

Приведем пример расчета крыла, изображенного на фиг. 148. Рассмотрим вначале расчет сечения *4—5* на изгиб. Для этого воспользуемся формулой (95), определяя редукционный коэффициент для растянутой зоны по уравнению (137), а для сжатой зоны принимая его равным единице. При этом по формуле (51) находим координату центра тяжести редуцированного сечения крыла $\Delta y = 14$ *мм*, момент инерции редуцированного сечения *4—5* ($I_x = 8220$ *см*^{4}) и поворот главных осей на угол $\alpha = 0{,}046$.

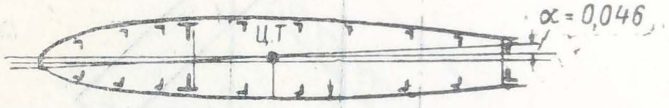
На фиг. 149 приведена кривая нормальных напряжений $\sigma_к$ в сечении *4—5* растянутой зоны межлонжеронной части крыла от изгибающего момента $M_к = 7300$ *кгм*, полученная по формулам (95) и (137). Пунктирная прямая соответствует расчету по формуле (138).



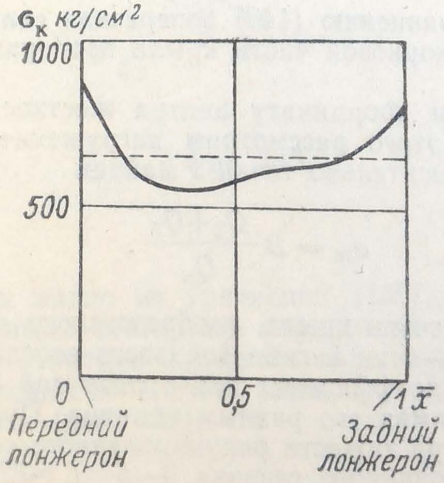
Фиг. 147.



По 4-5



Фиг. 148.



Фиг. 149.

Рассмотрим расчет на кручение. Принимая $I_{\text{передн. л}} = 2000\ см^4$; $I_{\text{задн. л}} = I_{\text{прод. балка}} = 350\ см^4$; $I_{\text{подкоса}} = 7000\ см^4$ и $I_{\text{круч. носка}} = 3500\ см^4$, получим по формуле (139) следующее распределение крутящего момента:

$$\left(\overline{\mathfrak{M}}_i = \frac{\mathfrak{M}_i}{\mathfrak{M}_к}\right),$$

$$\overline{\mathfrak{M}}_1 = 0{,}26;\quad \overline{\mathfrak{M}}_2 = 0{,}16;\quad \overline{\mathfrak{M}}_3 = 0{,}3;\quad \overline{\mathfrak{M}}_4 = 0{,}11 \text{ и } \overline{\mathfrak{M}}_5 = 0{,}17.$$

Как видно, наибольшее значение крутящего момента приходится на узел *5* и замкнутый контур *4—5*. По данным выше значениям жесткостей получим следующее распределение поперечной силы:

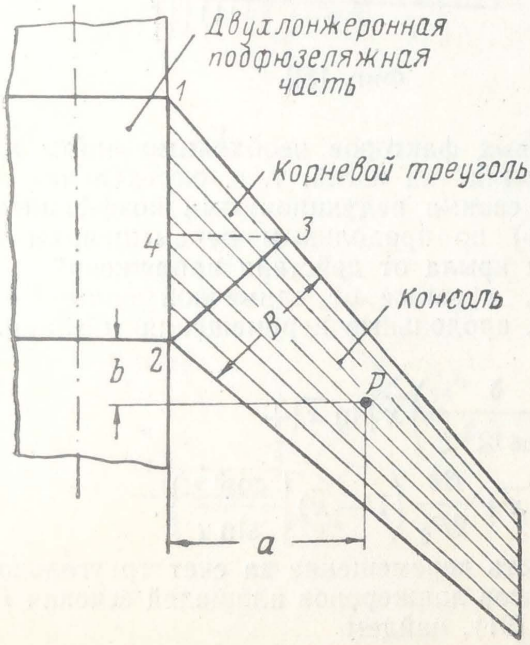
$$\left(\overline{Q}_i = \frac{Q_i}{Q_к}\right),$$

$$\overline{Q}_1 = 0{,}76;\quad \overline{Q}_2 = 0{,}11 \text{ и } \overline{Q}_3 = 0{,}13.$$

Координата центра жесткости $\overline{a}_ж = \dfrac{a_ж}{B} = 0{,}24$. Как следует из приведенных цифр, наибольшая доля поперечной силы приходится на подкосную балку.

МОНОБЛОЧНОЕ КРЫЛО С ДВУХЛОНЖЕРОННОЙ ПОДФЮЗЕЛЯЖНОЙ ЧАСТЬЮ

Особенность силовой схемы рассматриваемого крыла состоит в том, что обшивка и стрингеры не имеют продолжения в подфюзеляжной части крыла (фиг. 150).



Фиг. 150.

От действия изгибающего момента треугольная панель *1—2—3* работает так, как было рассмотрено на стр. 107. Нагрузка на эту панель $N_п$ без учета осевых сил поясов лонжеронов (фиг. 151) уравновешивается касательными силами T по ее контуру. Значение этих сил получим из уравнений моментов относительно вершин треугольника

$$\left.\begin{aligned} T_{1-2} &= N_п \frac{B-a}{B\sin\chi},\\ T_{1-3} &= N_п \frac{a}{B},\\ T_{2-3} &= N_п \frac{B-a}{B\operatorname{tg}\chi}. \end{aligned}\right\} \qquad (142$$

Задача распределения сил T_{1-3} и T_{2-3} между передним лонжероном и корневой нервюрой является однажды статически неопределимой, так как в сечении *3* лонжерона может возникнуть поперечная сила, которая будет взаимодействовать между ним и корневой нервюрой. Расчет этой статически неопределимой системы показывает, что этой силой взаимодействия можно пренебречь.

Объясняется это тем, что вертикальное перемещение точки *3* корневой нервюры от изгиба подфюзеляжной части заднего лонжерона получается близким к ее перемещению от изгиба переднего лонжерона. Следовательно, корневая нервюра не влияет на распределение изгибающего момента между лонжеронами. Тогда сила T_{1-3} передается поясом *1—3* переднего лонжерона на узел *1*, а сила

T_{2-3} — поясом корневой нервюры на узел 2. При этом получим следующие усилия:

в поясах лонжеронов подфюзеляжной части (фиг. 151)

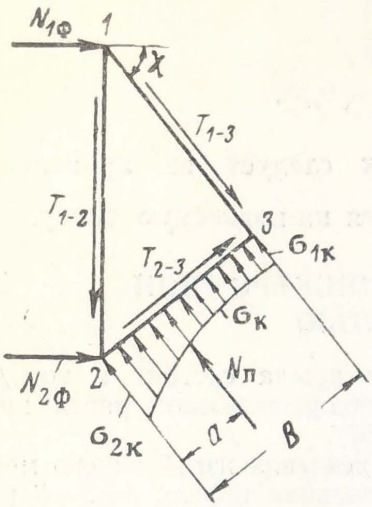
$$\left.\begin{aligned} N_{1\text{ф}} &= (\sigma_{1\text{к}}F_1 + T_{1-3})\cos\chi, \\ N_{2\text{ф}} &= (\sigma_{2\text{к}}F_2 + N_{\text{п}} - T_{1-3})\cos\chi \end{aligned}\right\} \qquad (143)$$

и в поясах бортовой нервюры (фиг. 152)

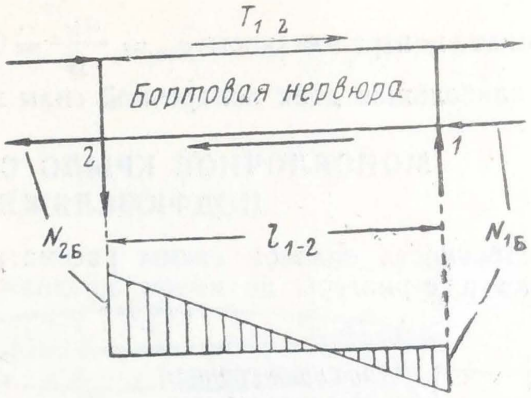
$$\left.\begin{aligned} N_{1\text{Б}} &= (\sigma_{1\text{к}}F_1 + T_{1-3})\sin\chi, \\ N_{2\text{Б}} &= \sigma_{2\text{к}}F_2\sin\chi - T_{2-3}\cos\chi. \end{aligned}\right\} \qquad (144)$$

Погонная касательная сила в стенке бортовой нервюры

$$q = \frac{N_{1\text{Б}} + N_{2\text{Б}} + T_{1-2}}{l_{1-2}}.$$



Фиг. 151.



Фиг. 152.

Таким образом, для определения силовых факторов необходимо найти напряжения $\sigma_{\text{к}}$. Расчет корневого сечения крыла на изгиб, т. е. определение $\sigma_{\text{к}}$, можно проводить по формуле (95), но со своими редукционными коэффициентами $\varphi_{\text{стр}}$, определяемыми формулой (91) по продольным перемещениям u. Зная нагружение элементов корневой части крыла от действия напряжений $\sigma_{\text{к}}$, принятых пока постоянными (фиг. 153,*а*), а также от единичной силы $P=1$ (фиг. 153,*б*), определяем по формуле (85), продольные перемещения u элементов сечения

$$u = \frac{\sigma_{\text{к}}B\operatorname{tg}\chi}{E}\left\{\left(1+\frac{4}{3}\frac{\delta}{\delta_{\text{об}}\operatorname{tg}^2\chi}\right)\bar{x}\,|\ln\bar{x}\,|+\right.$$

$$\left.+\left(1+\frac{B\delta}{4F_1}\right)\bar{x}+\frac{D}{2B}\left[1+\frac{B\delta}{2F_1}\bar{x}+\frac{B\delta}{2F_2}(1-\bar{x})\right]\frac{\cos^3\chi}{\sin\chi}\right\}.$$

В этом выражении первое слагаемое есть перемещение за счет треугольной панели, а остальные слагаемые—за счет поясов лонжеронов площадей сечения F_1 и F_2. Подставляя значения u в выражение (91), найдем

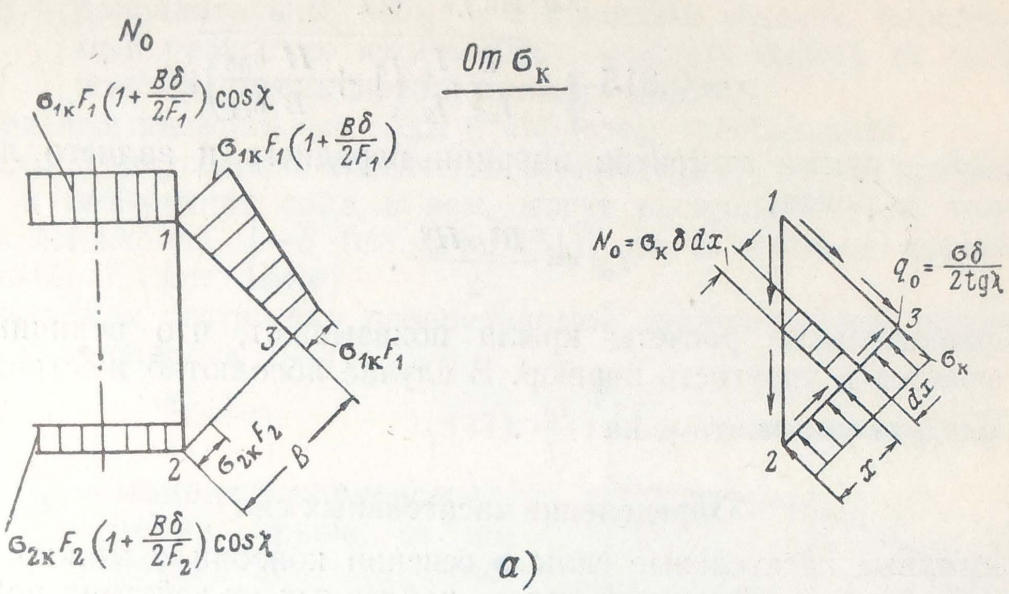
$$\varphi_{\text{стр}} = \frac{1}{\left(1+\frac{4}{3}\frac{\delta}{\delta_{\text{об}}\operatorname{tg}^2\chi}\right)\bar{x}\,|\ln\bar{x}\,|+\left(1+\frac{B\delta}{4F_1}\right)\bar{x}+A},$$

где

$$A = \frac{D}{2B}\left[1+\frac{B\delta}{2F_1}\bar{x}+\frac{B\delta}{2F_2}(1-\bar{x})\right]\frac{\cos^3\chi}{\sin\chi}+\frac{\mu}{\operatorname{tg}\chi}. \qquad (145)$$

Здесь μ определяется по формуле (73) и среднему значению площадей поясов лонжеронов.

Напряжения $\sigma_{\text{к}}$ находим по формуле (95).


N_0
От $\sigma_к$
$\sigma_{1к}F_1\left(1+\frac{B\delta}{2F_1}\right)\cos\chi$
$\sigma_{1к}F_1\left(1+\frac{B\delta}{2F_1}\right)$
$\sigma_{1к}F_1$
$\sigma_{2к}F_2$
B
$\sigma_{2к}F_2\left(1+\frac{B\delta}{2F_2}\right)\cos\chi$
$N_0=\sigma_к\delta\,dx$
$q_0=\frac{\sigma\delta}{2tg\chi}$
$\sigma_к$
dx
x
а)
От $P=1$
N'
$N'_\Phi=\cos\chi$
$N'_1=1$
$N'_2=1$
$N'=\frac{2x_0\,dx}{x^2}$
$q'=\frac{x_0}{x^2tg\chi}$
$P=1$
x_0
x
б)

Фиг. 153.

Для двухлонжеронного бесстрингерного крыла ($\delta=0$) получим из уравнений (95) и (145) следующее отношение изгибающих моментов лонжеронов в корневом сечении:

$$\frac{M_{1к}}{M_{2к}}=\frac{I_1}{I_2}\frac{\bar{l}_л}{1+\bar{l}_л}, \qquad (146)$$

где

$$\bar{l}_л=\frac{D}{2B}\frac{\cos^3\chi}{\sin\chi}+\frac{\mu}{\operatorname{tg}\chi};$$

$$\mu=0{,}815\sqrt{\frac{I}{I_{об}}\frac{I_1}{I_2}\left(1+\frac{H}{B}\frac{\delta_{об}}{\delta_{ст}}\right)};$$

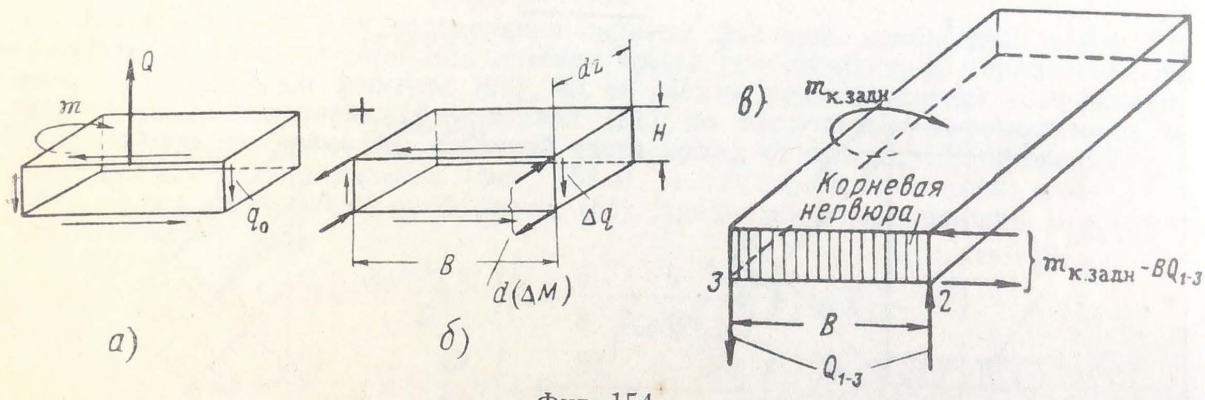
$I=I_1+I_2$ — сумма моментов инерции переднего и заднего лонжеронов;

$$I_{об}=\frac{B\delta_{об}H^2}{2}.$$

Сравнительные расчеты крыла показывают, что величиной μ учитывается и упругость нервюр. В случае абсолютно жестких нервюр следует умножить μ на $\frac{I_2}{I}$.

Определение касательных сил

Погонные касательные силы в сечении консоли q можно выразить алгебраической суммой сил q_0, найденных от действия попереч-



Фиг. 154.

ной силы и крутящего момента, и самоуравновешивающихся сил Δq, возникающих от действия изгибающего момента (фиг. 154,*а* и *б*)

$$q=q_0+\Delta q.$$

Для двухлонжеронного бесстрингерного крыла согласно фиг. 154,*б*

$$\Delta q=\frac{d(\Delta M)}{2Hdz},$$

где ΔM — самоуравновешивающиеся дополнительные изгибающие моменты лонжеронов, возникающие при изгибе крыла и обусловленные его стреловидностью.

Принимая закон изменения ΔM по уравнению (68)

$$\Delta M = \Delta M_к \frac{\operatorname{sh} kz}{\operatorname{sh} kl},$$

получим для корневого сечения ($z=l$), принимая $Bк$ по выражению (72),

$$\Delta q_к = \frac{\Delta M_к}{BH_0},$$

где $\Delta M_к$ — дополнительный момент в корневом сечении, определяемый разностью изгибающего момента одного из лонжеронов стреловидного и прямого крыла.

Определим касательные силы в корневом треугольнике.

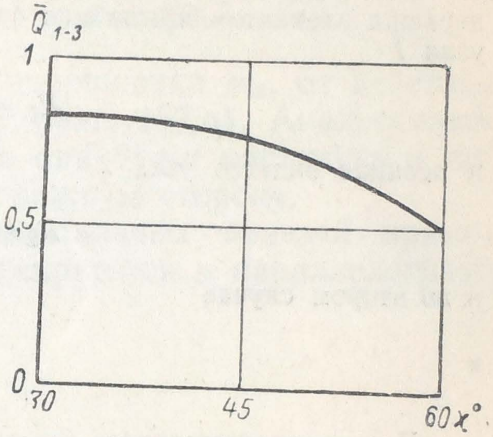
Корневой треугольник статически неопределим, так как крутящий момент и поперечная сила в нем, могут восприняться не только изгибом лонжерона *1—3* (см. фиг. 151), но и изгибом корневой нервюры *2—3* (фиг. 154,*в*).

Из решения статически неопределимой задачи найдем поперечную силу лонжерона *1—3*

$$Q_{1-3} = \frac{\mathfrak{M}_{к.\,задн}}{B(1+a)}, \qquad (147)$$

где $\mathfrak{M}_{к.\,задн}$ — момент в корневом сечении крыла от нагрузки консоли относительно оси заднего лонжерона;

$$a = \frac{I_{к.\,н}}{I_1} \frac{1+1{,}5\frac{D}{B}\frac{\cos^3\chi}{\sin\chi}}{1+1{,}5\frac{D}{B}\frac{I_{к.\,н}}{I_2}\sin^2\chi}\operatorname{tg}^3\chi, \qquad (148)$$



Фиг. 155.

$I_{к.н}$ — момент инерции корневой нервюры.

При подсчете $I_{к.н}$ следует к поясу корневой нервюры присоединить полосу обшивки крыла.

На фиг. 155 показан график $\bar{Q}_{1-3} = \frac{BQ_{1-3}}{\mathfrak{M}_{к.\,задн}}$ в функции χ, построенный по формулам (147) и (148) при

$$\frac{I_{к.\,н}}{I_1} = \frac{I_{к.\,н}}{I_2} = 0{,}1 \quad \text{и} \quad \frac{D}{B} = 1{,}3.$$

Из графика видно, что корневая нервюра значительно влияет на распределение крутящего момента и поперечной силы в корневой части крыла, особенно при больших углах χ. Однако (см. стр. 119) при действии изгибающего момента $M_к$ корневая нервюра не влияет на его распределение между лонжеронами.

От силы Q_{1-3} находим изгибающие моменты лонжеронов, корневой и подфюзеляжной части, а также моменты бортовой и корневой нервюр. Эти моменты необходимо просуммировать с моментами лонжеронов и нервюр, полученными от изгибающего момента $M_к$.

Поперечные силы и изгибающие моменты лонжеронов в узлах их крепления *1* и *2* (см. фиг. 150)

$$Q_1 = \Delta Q_1 + Q_{1-3}$$

и

$$Q_2 = Q_к - Q_{1-3}.$$

$$M_1 = (\sigma_{1к} F_1 + T_{1-3}) H_1 + \Delta M_1 + Q_{1-3} l_{1-3}$$

и

$$M_2 = \sigma_{2к} F_2 H_2,$$

где $Q_к$ — поперечная сила консоли в корневом сечении;
ΔQ_1 — приращение силы на длине l_{1-3};
ΔM_1 — изгибающий момент от силы ΔQ_1.

Изгибающие моменты лонжеронов в подфюзеляжной части и моменты бортовой нервюры

$$M_{1ф} = M_1 \cos\chi,$$

$$M_{2ф} = M_2 \cos\chi + T_{2-3} H \sin\chi - Q_{1-3} l_{3-4},$$

$$M_{1Б} = M_1 \sin\chi,$$

$$M_{2Б} = M_2 \sin\chi - T_{2-3} H \cos\chi + Q_{1-3} l_{2-4}.$$

Опорные реакции крыла зависят от того, является ли бортовая нервюра элементом крыла или фюзеляжа. В первом случае реакция переднего узла *1*

$$R_1 = Q_1 - \frac{M_{1Б} + M_{2Б}}{l_{1-2}}$$

и реакция заднего узла *2*

$$R_2 = Q_2 + \frac{M_{1Б} + M_{2Б}}{l_{1-2}},$$

а во втором случае

$$R_1 = Q_1$$

и

$$R_2 = Q_2.$$

Для двухлонжеронного бесстрингерного крыла ($\delta = 0$), пренебрегая изгибом корневой нервюры ($Q_{1-3} = 0$), определение опорных реакций упрощается. По изгибающему моменту крыла в бортовом сечении Pa (см. фиг. 150) находим из уравнения (146) моменты узлов $M_{1ф}$ и $M_{ф2}$.

Для случая, когда бортовая нервюра расположена в крыле

$$R_1 = P \frac{b}{l_{1-2}},$$

а когда бортовая нервюра на фюзеляже

$$R_1 = \frac{P(b - a\,tg\,\chi)}{l_{1-2}}.$$

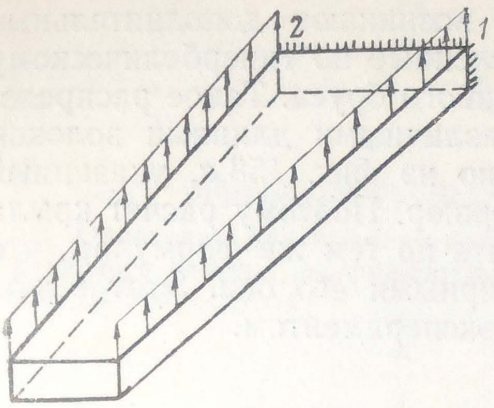
Реакция узла заднего лонжерона

$$R_2 = P + R_1.$$

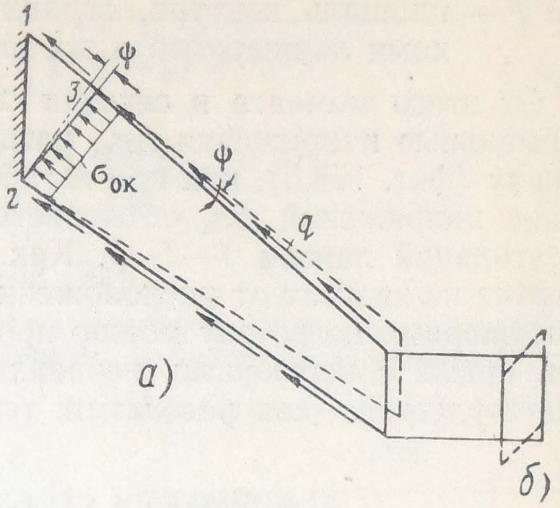
РАБОТА СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА С НЕРВЮРАМИ ПО ПОТОКУ

Расположение нервюр по потоку мало влияет на напряженное состояние крыла. Для того чтобы в этом убедиться, рассмотрим работу моноблочного крыла, нагруженного поперечной нагрузкой, расположенной в плоскостях лонжеронов (фиг. 156).

Вначале рассмотрим работу крыла без нервюр. В этом случае горизонтальные панели крыла нагрузятся со стороны стенок лонжеронов погонными касательными силами q. На фиг. 157,*а* показано нагружение верхней панели крыла. От этой нагрузки в корне-



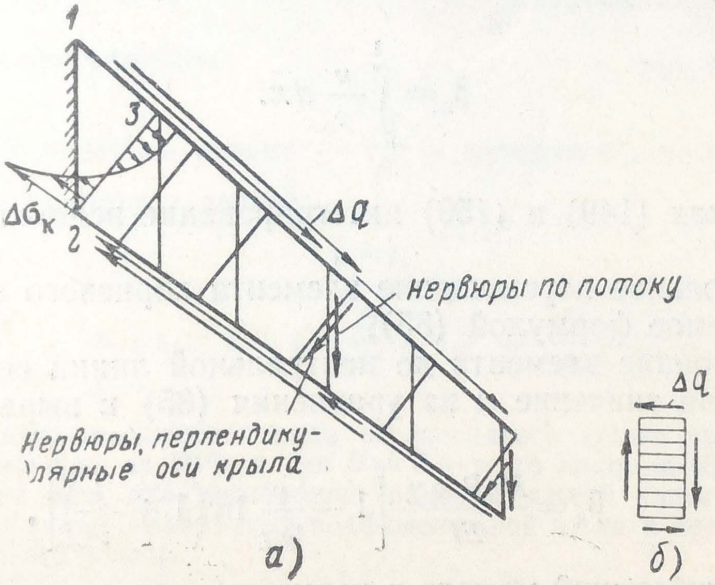
Фиг. 156.



Фиг. 157.

вом сечении панели *2—3* возникнут напряжения $\sigma_{0к}$, от действия которых панель повернется на угол ψ (фиг. 157,*а*). Аналогичным образом работает и нижняя панель, но она будет растянута и повернется на тот же угол ψ в противоположную сторону.

В результате этих смещений горизонтальных панелей прямоугольные поперечные сечения крыла превратятся в параллелограм-



Фиг. 158.

мы (фиг. 157,*б*). Нервюры сдвигом своих стенок Δq (фиг. 158,*б*) будут препятствовать этим смещениям, нагружая панели касательными силами Δq (фиг. 158,*а*). Этот эффект получится в одинаковой степени как при нервюрах по потоку, так и при нервюрах, стоящих нормально к оси крыла.

В корневом сечении *2—3* силы Δq нервюр вызовут изгибающий момент

$$\Delta M = \sum 2F\Delta q,$$

где F — площадь контура, ограниченного каждой нервюрой, стенками лонжеронов и корневой нервюрой *2—3*.

От этого момента в сечении *2—3* возникают дополнительные нормальные напряжения $\Delta\sigma_к$, распределенные по гиперболическому закону (фиг. 158,*а*), как при изгибе кривого бруса. Такое распределение напряжений $\Delta\sigma_к$ объясняется различными длинами волокон треугольной панели *1—2—3*. Как видно из фиг. 158,*а*, указанный эффект не зависит от расположения нервюр. Поэтому расчет крыла с нервюрами по потоку можно проводить по тем же формулам, что для крыла с нервюрами, перпендикулярными его оси. Этот вывод подтверждается как расчетами, так и экспериментом.

ДЕФОРМАЦИЯ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА

Деформации крыла при изгибе. Девиацию любого сечения консоли можно определить по формуле

$$\beta = \int \frac{M}{EI}\,dz + \beta_к, \tag{149}$$

где $\beta_к$ — осередненное значение девиации корневого сечения

$$\beta_к = \int_0^1 \frac{u}{y}\,d\bar{x}. \tag{150}$$

В формулах (149) и (150) интегрирование ведется от корневого сечения:

u — продольное перемещение элемента корневого сечения, определяемое формулой (85),

y — расстояние элемента до нейтральной линии сечения.

Подставляя значение u из уравнения (85) в выражение (150), получим

$$\beta_к = \frac{M_к B \operatorname{tg}\chi}{EI}\left[1 - \frac{\mu}{\operatorname{tg}\chi}\ln\left(1 + \frac{1}{\bar{l}}\right)\right], \tag{151}$$

где $M_к$ — изгибающий момент в корневом сечении крыла;

I — момент инерции редуцированного корневого сечения;

μ и $\bar{l}$ — определяются формулами (73) и (93).

Интегрируя уравнение (149), найдем прогиб заднего лонжерона крыла

$$f_{задн} = \int \beta\,dz. \tag{152}$$

Прогиб переднего лонжерона будет больше заднего на величину $\Delta f_к$ за счет поворота корневой нервюры относительно заднего лонжерона:

$$f_{\text{передн}} = f_{\text{задн}} + \Delta f_к, \tag{153}$$

где

$$\Delta f_к = \frac{M_к}{EI}\left(\frac{y\varphi_{\text{стр}}}{H}\right)_{\bar{x}=1}(1+2\bar{l}_ф)\,B^2\operatorname{tg}^2\chi; \tag{154}$$

$$\bar{l}_ф = \frac{D}{2B}\,\frac{\delta}{\delta_ф}\,\frac{\cos^4\chi}{\sin\chi};$$

$\varphi_{\text{отр}}$ — определяется по формуле (92).

Определим для примера прогиб конца кессонного крыла прямоугольного поперечного сечения, нагруженного равномерно распределенной нагрузкой.

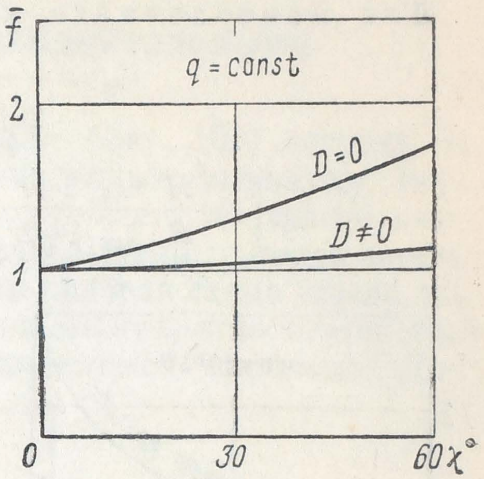
В этом случае

$$f_{\text{задн}} = f^0_{\text{задн}}\,\frac{1+\dfrac{4\zeta}{\lambda}}{1+\dfrac{2D}{B\lambda}}, \tag{155}$$

где $f^0_{\text{задн}}$ — прогиб конца нестреловидного крыла;

$$\zeta = \frac{\operatorname{tg}\chi}{\ln\left(1+\dfrac{1}{\bar{l}}\right)} - \mu;$$

$\lambda = \dfrac{l}{B}$ — удлинение консоли.



Фиг. 159.

На фиг. 159 нанесены кривые $\bar{f} = \dfrac{f}{f^0}$ в функции χ, построенные по формуле (155) при следующих данных:

$$\mu = 1;$$

$$\delta = \delta_ф;\quad \lambda = 4;\quad \frac{D}{B} = 1{,}3 \quad \text{и} \quad \frac{D}{B} = 0.$$

Из фигуры видно, что прогиб конца стреловидного крыла при $D=0$ больше, чем прямого примерно на 70%, а при $D \neq 0$ — всего лишь на 10% (при $\chi = 60°$). Объясняется это тем, что деформация подфюзеляжной части прямого крыла примерно равна сумме деформаций подфюзеляжной части и корневого треугольника стреловидного крыла.

Деформации крыла при кручении. Угол закручивания любого сечения консоли можно определить по следующей формуле:

$$\alpha = \int \frac{\mathfrak{M}\,dz}{GI_{\text{круч}}} + \alpha_к, \tag{156}$$

где $\alpha_к$ — угол крутки корневого сечения.

Относительный угол закручивания конца крыла $\bar{\alpha}_{\mathfrak{M}}$ по отношению к $\int_0^l \frac{\mathfrak{M}\,dz}{GI_{\text{круч}}}$ при действии на конце крыла сосредоточенного крутящего момента $\mathfrak{M}$ будет

$$\bar{\alpha}_{\mathfrak{M}} = 1 + \bar{\alpha}_{\text{к}}, \tag{157}$$

и при действии равномерно распределенного по размаху крыла погонного момента m:

$$\bar{\alpha}_m = 1 + 2\bar{\alpha}_{\text{к}}. \tag{158}$$

Значение угла $\bar{\alpha}_{\text{к}}$ определяем по формуле, аналогичной (85), имея усилия в корневой части крыла от момента $\mathfrak{M}_{\text{к}}$.

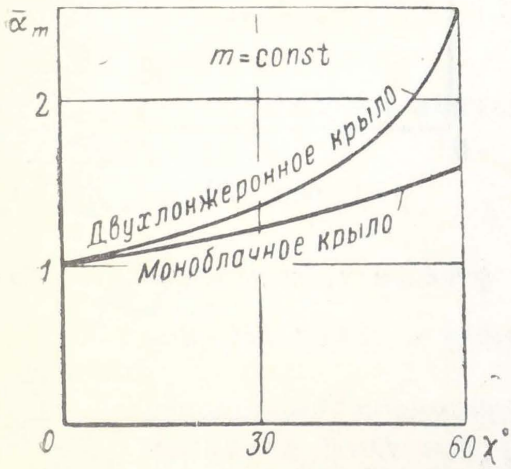
Для моноблочного крыла прямоугольного поперечного сечения

$$\bar{\alpha}_{\text{к}} = \frac{\operatorname{tg}\chi}{2\lambda\left(1+\frac{H}{B}\frac{\delta_{\text{об}}}{\delta_{\text{ст}}}\right)(1+r)} \times$$

$$\times\left[1+\frac{H}{B}\frac{\delta_{\text{об}}}{\delta_{\text{ст}}}\frac{1+r}{1+2r}+\left(\frac{r}{\operatorname{tg}\chi}\right)^2+3\bar{I}_{\text{ф}}\frac{\delta_{\text{об}}}{\delta}\frac{(1+r)^3}{1+2r}\operatorname{tg}^2\chi\right], \tag{159}$$

где $\lambda = \frac{l}{B}$ — удлинение консоли;

r — определяется по формуле (105)



Фиг. 160.

Для двухлонжеронного крыла

$$\bar{\alpha}_{\text{к}} = \frac{\operatorname{tg}\chi}{(1+a)\lambda\left(1+\frac{H}{B}\frac{\delta_{\text{об}}}{\delta_{\text{ст}}}\right)} \times$$

$$\times\left[\frac{I_{\text{об}}}{2I_1}\left(1+1{,}5\frac{D}{B}\frac{\cos^3\chi}{\sin\chi}\right)\operatorname{tg}^2\chi+ 2\frac{H}{B}\frac{\delta_{\text{об}}}{\delta_{\text{ст}}}\right], \tag{160}$$

где I_1 — момент инерции переднего лонжерона;

$$I_{\text{об}} = \frac{B\delta_{\text{об}}H^2}{2};$$

a — определяется по формуле (148).

На фиг. 160 нанесены кривые $\bar{\alpha}_m$ в функции χ для моноблочного и соответствующего ему по равнопрочности двухлонжеронного стреловидного крыла, полученные по формулам (158), (159) и (160) при следующих данных: $\lambda=4$; $\frac{D}{B}=1{,}3$; $\frac{H}{B}=0{,}2$; $\delta_{\text{об}}=\delta_{\text{ст}}=\delta_{\text{ф}}$. Из кривых видно, что крутка за счет стреловидности значительно возрастает у двухлонжеронного крыла.

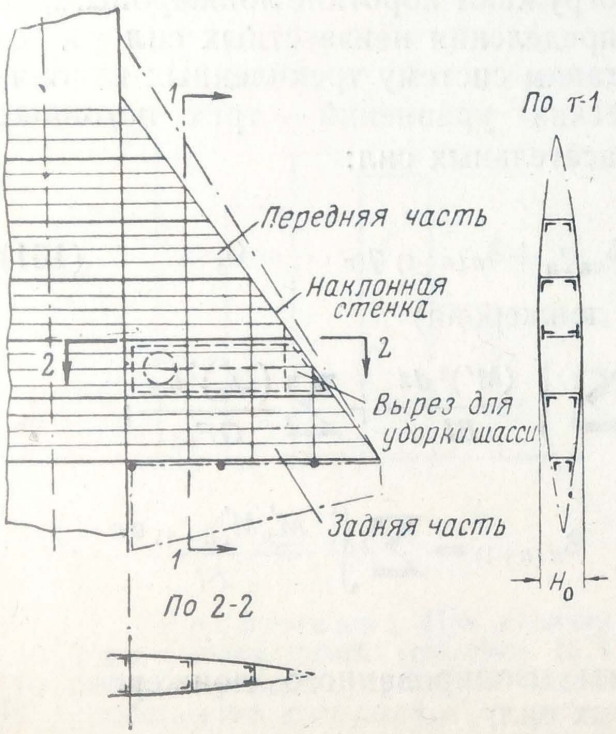
Глава VI

РАСЧЕТ ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА

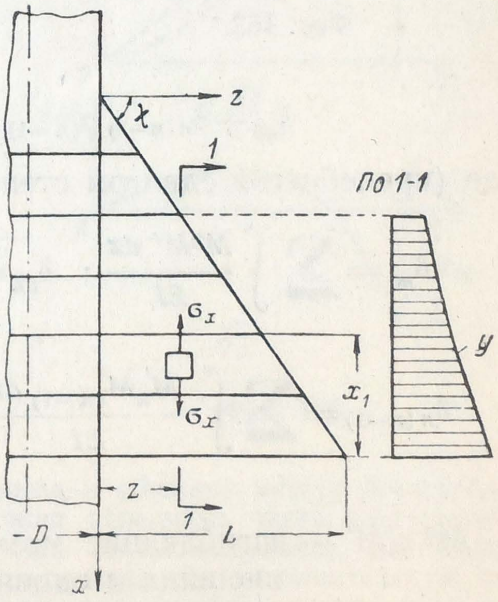
Рассмотрим некоторые силовые схемы треугольного крыла.

КРЫЛО С ЛОНЖЕРОНАМИ, ПЕРПЕНДИКУЛЯРНЫМИ ФЮЗЕЛЯЖУ

Силовая схема рассматриваемого крыла (фиг. 161) состоит из системы лонжеронов (стенок), перпендикулярных фюзеляжу, нервюр, параллельных потоку, и обшивки, подкрепленной стрингерами, параллельными лонжеронам. Такая силовая схема крыла является многократно статически неопределимой системой. Для



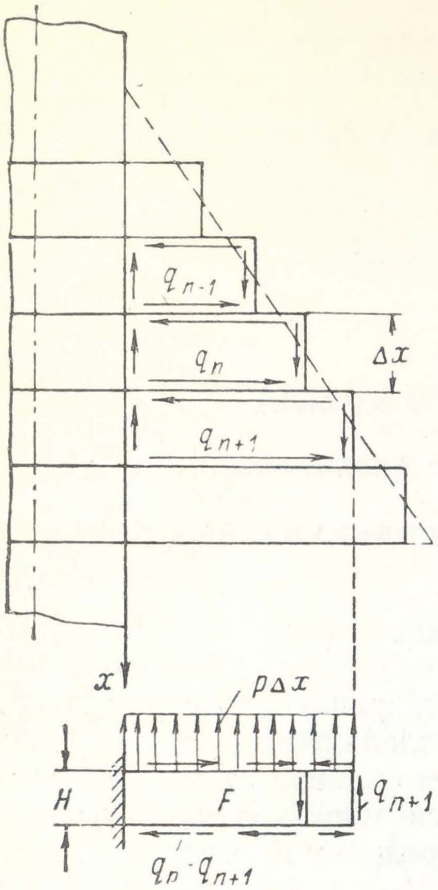
Фиг. 161.



Фиг. 162.

упрощения расчета примем допущение, что при действии на крыло распределенной нагрузки нормальное напряжение в обшивке вдоль оси x по полету равно нулю $\sigma_x=0$ (фиг. 162). Принятое допущение следует из того, что поточные сечения крыла в своей плоскости при действии распределенной нагрузки не искривляются. Это легко обна-

ружить, рассматривая упругую линию крыла в сечении, параллельном потоку, от прогибов изолированных лонжеронов. Это же указывает и на слабую работу нервюр, которой в дальнейшем можем пренебречь. При работе крыла происходит некоторая разгрузка более длинных лонжеронов и догрузка коротких.



Фиг. 163.

Перейдем к расчету крыла, учитывая взаимодействие лонжеронов с обшивкой. Для этого представим крыло в виде системы ступенчатых отсеков (фиг. 163). Расчет будем производить методом отсеков. За основную систему примем систему изолированных лонжеронов, а за лишние неизвестные — постоянные погонные касательные силы обшивки $q_{об}$ в отсеках между лонжеронами. Эти силы, как было отмечено выше, разгружают более длинные и догружают короткие лонжероны. Для определения неизвестных сил $q_{об}$ составим систему трехчленных канонических уравнений — трех погонных касательных сил:

$$\delta_{n0} + \delta_{n(n-1)}\, q_{(n-1)} + \delta_{nn} q_n + \delta_{n(n+1)}\, q_{(n+1)} = 0, \qquad (161)$$

где (пренебрегая сдвигом стенок лонжерона)

$$\delta_{n0} = \sum \int \frac{M^0 M'\, dz}{EI}; \quad \delta_{nn} = \sum \int \frac{(M')^2\, dz}{EI} + \sum \frac{(Q'_n)^2 l_{об}}{GF_{об}};$$

$$\delta_{n(n-1)} = \sum \int \frac{M'_n M'_{(n-1)}\, dz}{EI}; \quad \delta_{n(n+1)} = \sum \int \frac{M'_n M'_{(n+1)}\, dz}{EI};$$

M^0 и M' — изгибающие моменты изолированного лонжерона от внешних и единичных сил;

Q' — касательная сила обшивки от единичных сил;

EI — жесткость изгиба лонжерона;

$l_{об}$ — длина обшивки вдоль лонжеронов;

$F_{об}$ — площадь сечения обшивки в межлонжеронной части крыла.

Уравнений (161) получается столько, сколько отсеков, и решаются они довольно просто.

Найдя погонные касательные силы $q_{об}$ (фиг. 164), определим поперечную силу и изгибающий момент любого лонжерона:

$$Q = Q^0 + q_n H_n - q_{(n-1)} H_{(n-1)}; \qquad (162)$$

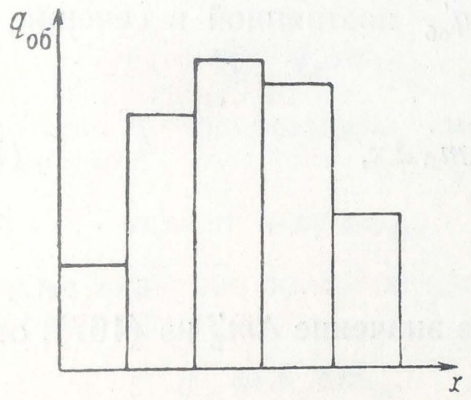
$$M = M^0 + q_n 2F_n - q_{(n-1)}\, 2F_{(n-1)}, \qquad (163)$$

где H и F — высота и площадь замкнутого контура отсека по длине лонжерона.

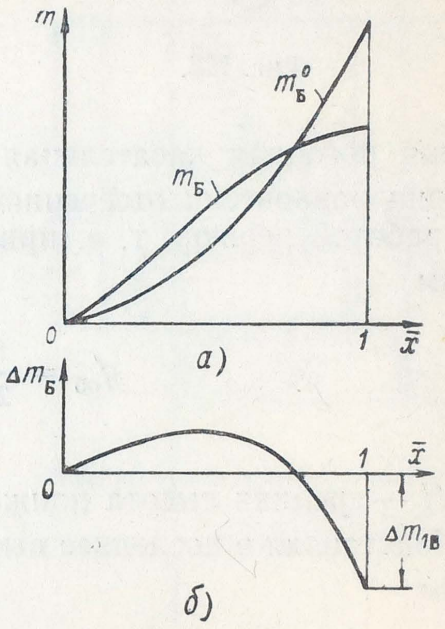
При построении эпюр Q^0 и M^0 для заднего лонжерона следует учесть действующие на него опорные реакции механизации крыла.

На фиг. 165, *а* показана эпюра погонных изгибающих моментов в бортовом сечении крыла $m_Б = \frac{M_Б}{\Delta x}$, полученных по уравнению (163), а также нанесена кривая $m_Б^0 = \frac{M_Б^0}{\Delta x}$ относительных моментов в основной статически определимой системе. Очевидно, что разность указанных эпюр дает самоуравновешивающуюся эпюру дополнительных погонных моментов $\Delta m_Б$ (фиг. 165, *б*). Таким образом, можно написать, что

$$m_Б = m_Б^0 + \Delta m_Б. \qquad (164)$$



Фиг. 164.



Фиг. 165.

Примечание. При наличии выреза в обшивке между лонжеронами для уборки шасси (см. фиг. 161) можно переднюю часть рассматривать как треугольное крыло, а заднюю — как двухлонжеронное, нагруженное собственной нагрузкой и от механизации крыла. За дополнительную неизвестную следует принять поперечную силу взаимодействия наклонной стенки крыла и заднего лонжерона передней части.

Приближенный расчет

Приведенный выше метод удобно применять в поверочных расчетах. Для приближенных расчетов можно предложить следующий упрощенный способ. Уменьшим число неизвестных, выразив эпюру

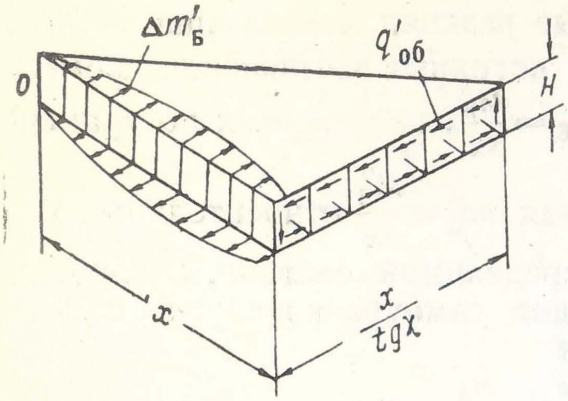
самоуравновешивающихся дополнительных погонных моментов (см. фиг. 165,*б*) в виде следующей функции:

$$\Delta m_{\text{Б}} = \Delta m_{1\text{Б}}(3\bar{x}^2 - 4\bar{x}^3), \tag{165}$$

где $\Delta m_{1\text{Б}}$ — величина погонного момента при $\bar{x}=1$.

В таком случае расчет крыла сведется к однажды статически неопределимой задаче относительно момента $\Delta m_{1\text{Б}}$, значение которого найдем из следующего канонического уравнения:

$$\Delta_{10} + \Delta m_{1\text{Б}}\Delta_{11} = 0. \tag{166}$$



Фиг. 166.

Для определения коэффициентов этого уравнения необходимо знать нагружение элементов крыла от единичных погонных моментов $\Delta m'_{\text{Б}}$, получающихся из уравнения (165) при $\Delta m_{1\text{Б}}=1$:

$$\Delta m'_{\text{Б}} = 3\bar{x}^2 - 4\bar{x}^3. \tag{167}$$

Соответственно этим моментам в обшивке крыла возникает единичная погонная касательная сила $q'_{\text{об}}$, которая определится из условия равновесия отсеченной части крыла (фиг. 166). Пренебрегая работой нервюр, т. е. принимая $q'_{\text{об}}$ постоянной в сечении, получим

$$q'_{\text{об}} = \frac{\operatorname{tg}\chi}{2H\bar{x}} \int_0^{\bar{x}} \Delta m'_{\text{Б}}\, d\bar{x}, \tag{168}$$

где H — средняя высота лонжерона.

Подставляя в последнее выражение значение $\Delta m'_{\text{Б}}$ из (167), определим

$$q'_{\text{об}} = \frac{\operatorname{tg}\chi}{2H}(\bar{x}^2 - \bar{x}^3). \tag{169}$$

По $q'_{\text{об}}$ найдем единичные нагрузки лонжеронов. Каждый лонжерон нагружается приращением касательных сил обшивки $dq'_{\text{об}}$, как показано на фиг. 167. Единичная погонная поперечная сила лонжеронов будет

$$q'_{\text{л}} = \frac{dQ'}{dx} = \frac{H}{L\operatorname{tg}\chi}\frac{dq'_{\text{об}}}{d\bar{x}}, \tag{170}$$

где $d\bar{x} = \frac{dx}{L\operatorname{tg}\chi}$ — относительный шаг, часто расположенных лонжеронов.

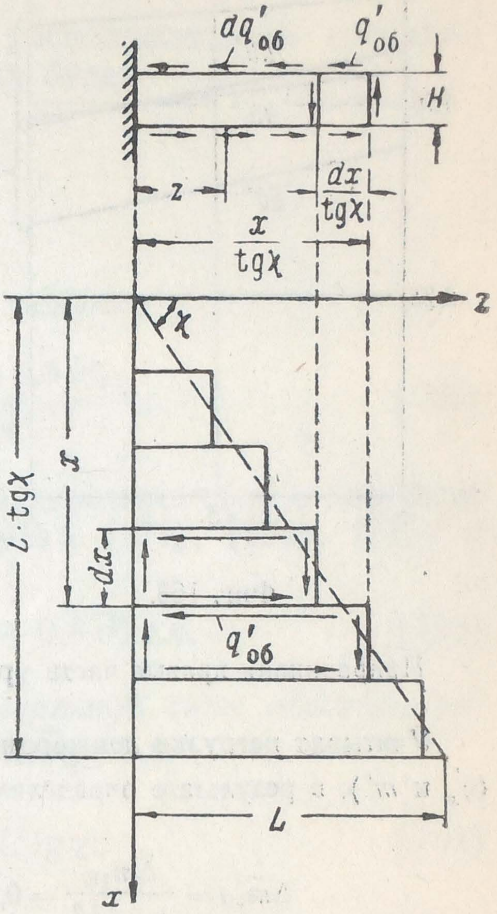
Подставляя значение $q'_{об}$ из уравнения (169) в выражение (170), получим

$$q'_л = \frac{1}{2L}(2\bar{x} - 3\bar{x}^2). \qquad (171)$$

Единичный погонный изгибающий момент лонжерона от загрузки его по фиг. 167 будет

$$m' = \frac{dM'}{dx} = \frac{2H}{\operatorname{tg}\chi}\frac{dq'_{об}}{d\bar{x}}\bar{x}(1-\bar{z}) + q'_{об}\frac{2H}{\operatorname{tg}\chi}, \qquad (172)$$

где $\bar{z} = \dfrac{z}{\dfrac{x}{\operatorname{tg}\chi}}$ — относительная координата.



Фиг. 167.

Подставляя в выражение (172) значение $q'_{об}$ из (169), найдем

$$m' = (1-\bar{z})(2\bar{x}^2 - 3\bar{x}^3) + \bar{x}^2 - \bar{x}^3. \qquad (173)$$

Из уравнения (166) получим значение $\Delta m_{1Б}$ и далее определим суммарную величину погонной поперечной силы

$$q_л = q^0_л + q'_л \Delta m_{1Б} \qquad (174)$$

и погонного изгибающего момента лонжерона

$$m = m^0 + m'\Delta m_{1Б}, \qquad (175)$$

а также значение погонной касательной силы обшивки

$$q_{об} = q'_{об}\Delta m_{1Б}. \qquad (176)$$

К этому и сводится приближенный расчет крыла.

Рассмотрим пример расчета крыла, нагруженного воздушной нагрузкой интенсивности p *кг/м*², постоянной по хорде и параболической по размаху (см. фиг. 51,*б*). По формуле (31) находим

$$p = p_0(1 + 4\bar{x}^2\bar{z}^2). \qquad (177)$$

Зная p, найдем нагружение лонжеронов в основной системе

$$q^0_л = \frac{dQ^0}{dx} = -p_0 L\left[\bar{x}(1-\bar{z}) + \frac{4}{3}\bar{x}^3(1-\bar{z}^3)\right] \qquad (178)$$

и

$$m^0 = \frac{dM^0}{dx} = p_0 L^2\left[\frac{\bar{x}^2}{2}(1-\bar{z})^2 + \frac{\bar{x}^4}{3}(\bar{z}^4 - 4\bar{z} + 3)\right]. \qquad (179)$$

Полагая в последних выражениях $\bar{z}=0$, найдем значения относительных погонных сил и моментов лонжеронов в бортовом сечении крыла:

$$q^0_{\text{л. Б}} = -p_0 L\left(\bar{x}+\frac{4}{3}\bar{x}^3\right), \tag{180}$$

$$m^0_{\text{Б}} = p_0 L^2\left(\frac{\bar{x}^2}{2}+\bar{x}^4\right). \tag{181}$$

Проинтегрировав эти уравнения в пределах от 0 до $L\operatorname{tg}\chi$, получим поперечную силу всего крыла

$$Q^0_{\text{Б}} = \frac{5}{6}p_0 L^2 \operatorname{tg}\chi \tag{182}$$

и его изгибающий момент в бортовом сечении

$$M^0_{\text{Б}} = \frac{11}{30}p_0 L^3 \operatorname{tg}\chi. \tag{183}$$

С другой стороны, поперечная сила $Q^0_{\text{Б}}$ может быть выражена через среднюю интенсивность нагрузки консоли $p_{\text{сред}}$

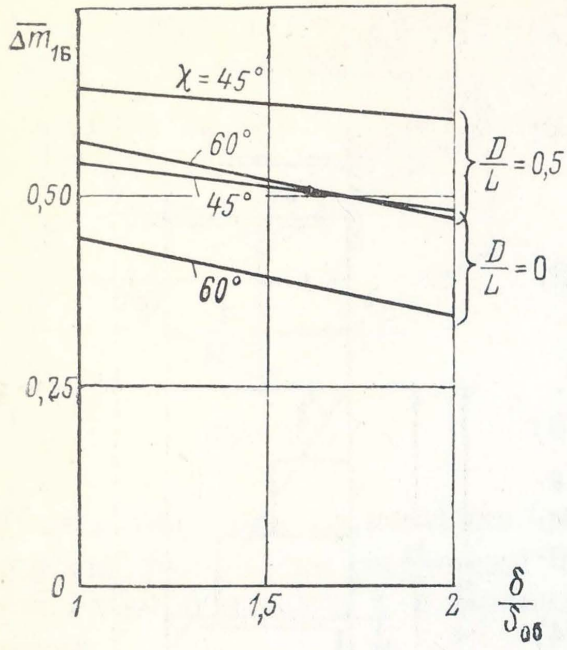
$$Q^0_{\text{Б}} = p_{\text{сред}}\frac{L^2\operatorname{tg}\chi}{2}, \tag{184}$$

где

$$p_{\text{сред}} = \frac{nG}{S}\,\frac{1-\dfrac{G_{\text{кр}}}{G}}{1-0{,}4\bar{S}_{\text{ф}}};$$

n — перегрузка;

$\bar{S}_{\text{ф}} = \dfrac{S_{\text{ф}}}{S}$ — относительная площадь подфюзеляжной части крыла.



Фиг. 168.

Приравнивая правые части уравнений (182) и (184), найдем, что

$$p_0 = 0{,}6p_{\text{сред}}. \tag{185}$$

Учитывая нагрузки лонжеронов от внешних ($q^0_{\text{л}}$ и m^0) и единичных сил ($q'_{\text{л}}$ и m'), в результате определим из уравнения (166)

$$\Delta\bar{m}_{1\text{Б}} = \frac{\Delta m_{1\text{Б}}}{p_{\text{сред}}L^2} = 0{,}635\,\frac{1+1{,}98\dfrac{D}{L}}{1+0{,}132\dfrac{\delta}{\delta_{\text{об}}}\operatorname{tg}^2\chi+1{,}56\dfrac{D}{L}}, \tag{186}$$

где δ — приведенная толщина обшивки.

При выводе формулы (186) было принято, что высота поточного сечения крыла меняется по закону синуса

$$H = H_0 \sin 2{,}5\bar{x}, \tag{187}$$

где H_0 — наибольшая высота бортового сечения крыла.

На фиг. 168 показана зависимость $\Delta\bar{m}_{1\text{Б}}$ в функции $\dfrac{\delta}{\delta_{\text{об}}}$ при различных значениях $\dfrac{D}{L}$ и χ. Как видно, $\Delta\bar{m}_{1\text{Б}}$ слабо меняется с изменением $\dfrac{\delta}{\delta_{\text{об}}}$. Из этого следует, что при переменном значении $\dfrac{\delta}{\delta_{\text{об}}}$ можно величину $\Delta\bar{m}_{1\text{Б}}$ определять по среднему $\dfrac{\delta}{\delta_{\text{об}}}$.

Проектировочный расчет

Для подбора сечений согласно фиг. 168 можно приближенно принять $\Delta\overline{m}_{1Б}=0{,}5$. Учитывая уравнения (173), (175), (181) и (185), получим изгибающий момент любого лонжерона в бортовом сечении крыла

$$M_Б = p_{сред} L^2 (1{,}8\bar{x}^2 - 2\bar{x}^3 + 0{,}6\bar{x}^4)\,\Delta x. \qquad (188)$$

По этому изгибающему моменту находим площадь сечения пояса лонжерона.

Для моноблочного крыла с часто расположенными стенками потребная приведенная толщина обшивки будет

$$\delta = \frac{M_Б}{H\Delta x \sigma},$$

где σ — разрушающее напряжение.

Используя уравнения (187) и (188), получим

$$\delta = \frac{p_{сред} L^2 (1{,}8\bar{x}^2 - 2\bar{x}^3 + 0{,}6\,\bar{x}^4)}{\sigma H_0 \sin 2{,}5\bar{x}}. \qquad (189)$$

Определим при значении $\Delta\overline{m}_{1Б}=0{,}5$ поперечную силу в бортовом сечении любого лонжерона. По формулам (171), (174), (180) и (185) получим

$$Q_{л.\,Б} = p_{сред} L\,(1{,}1\bar{x} - 0{,}75\bar{x}^2 + 0{,}8\bar{x}^3)\,\Delta x. \qquad (190)$$

Наибольшее значение погонной касательной силы обшивки получим из уравнений (169) и (176) при $\Delta\overline{m}_{1Б}=0{,}5$:

$$q_{об\ max} = 0{,}037\,\frac{p_{сред}}{H_0} L^2 \operatorname{tg}\chi. \qquad (191)$$

Для проверки расчета необходимо, чтобы по формулам (183) и (184)

$$\sum M_Б = 0{,}22\, p_{сред} L^3 \operatorname{tg}\chi$$

и

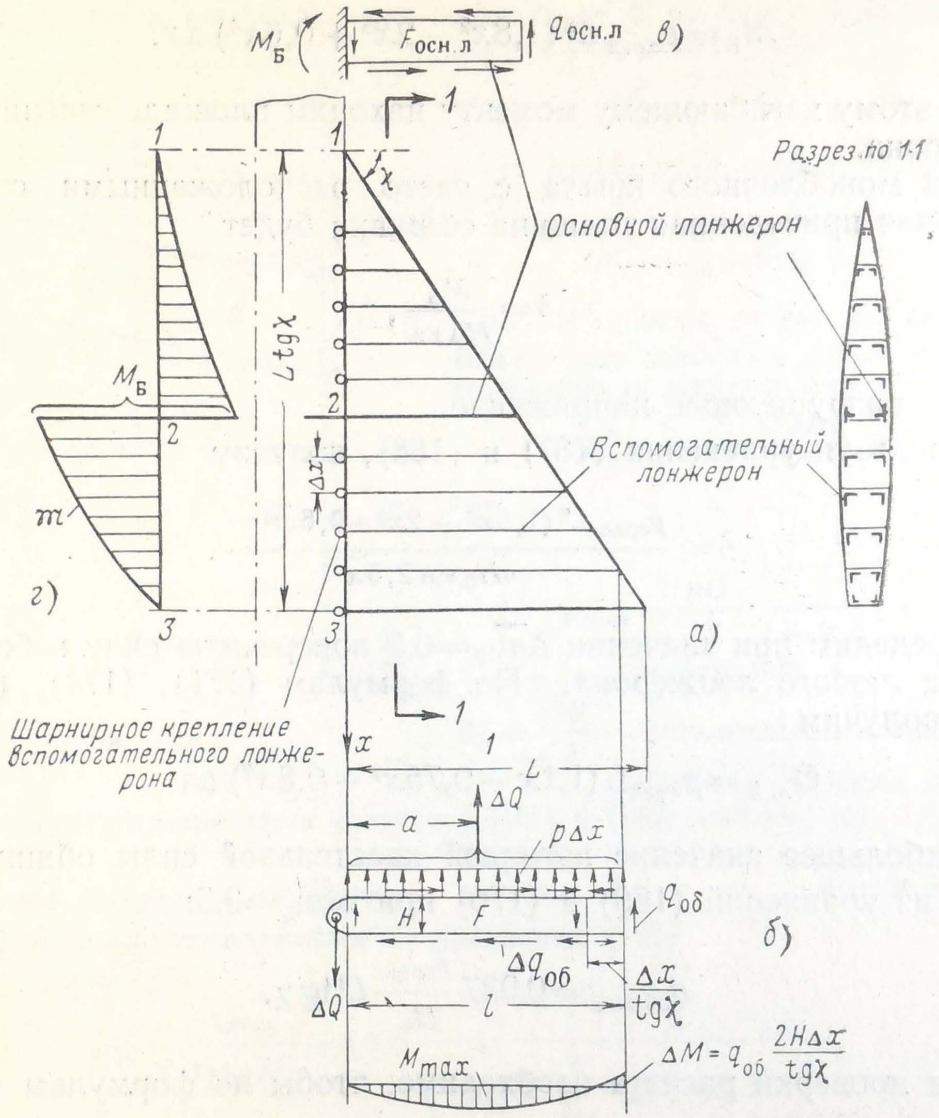
$$\sum Q_{л.\,Б} = 0{,}5\, p_{сред} L^2 \operatorname{tg}\chi.$$

Примечания. 1. Для приближенного учета нагрузки, приходящейся на механизацию крыла, следует при определении $p_{сред}$ брать площадь крыла за вычетом площади механизации.

2. Вырез в обшивке на участке между лонжеронами для уборки шасси (см. фиг. 161) разделяет крыло на две части — переднюю и заднюю. Эти части можно приближенно рассматривать независимо друг от друга. Заднюю часть — как прямое двухлонжеронное крыло, нагруженное собственной нагрузкой и от механизации, а переднюю часть от своей нагрузки — как треугольное крыло.

ОДНОЛОНЖЕРОННОЕ КРЫЛО

Силовая схема рассматриваемого крыла (фиг. 169,*а*) состоит из одного основного лонжерона, системы вспомогательных лонжеронов, шарнирно опертых на борт фюзеляжа, нервюр и обшивки, подкрепленной стрингерами.



Фиг. 169.

Рассмотрим работу частей крыла. Воздушная нагрузка, воспринимаясь вспомогательными лонжеронами (фиг. 169,*б*), передается ими на борт фюзеляжа, а возникающие при этом моменты $\Delta\mathfrak{M}=\Delta Qa$ передаются на обшивку в виде потока касательных сил

$$\Delta q_{об}=\frac{\Delta\mathfrak{M}}{2F},$$

где F — площадь, ограниченная контуром вспомогательного лонжерона.

Каждый вспомогательный лонжерон работает на поперечный изгиб с максимальным моментом в пролете. Для равномерной нагрузки при $\Delta M=0$ этот момент (фиг. 169,*б*)

$$M_{max}=\frac{\Delta Q l}{8}, \tag{192}$$

где ΔQ и l — нагрузка и длина вспомогательного лонжерона.

Крутящие моменты $\Delta\mathfrak{M}$, суммируясь, передаются сдвигом обшивки на основной лонжерон, изгибая его потоком касательных сил (фиг. 169,*в*)

$$q_{\text{осн. л}}=\frac{M_{\text{Б}}}{2F_{\text{осн. л}}}, \tag{193}$$

где $M_{\text{Б}}$ — изгибающий момент крыла у борта фюзеляжа;

$F_{\text{осн.л}}$ — площадь, ограниченная контуром основного лонжерона.

Для определения погонных касательных сил в обшивке крыла надо построить эпюру крутящих моментов $\mathfrak{M}$ по оси x (фиг. 169,*г*). По нагрузке крыла, выраженной формулой (177), на участке *1—2* получим крутящий момент

$$\mathfrak{M}_{1-2}=M_{\text{Б}}(0{,}455\bar{x}^3+0{,}545\bar{x}^5), \tag{194}$$

и на участке *2—3*

$$\mathfrak{M}_{2-3}=M_{\text{Б}}(0{,}455\bar{x}^3+0{,}545\bar{x}^5-1), \tag{195}$$

где по формулам (183) и (185)

$$M_{\text{Б}}=0{,}22\,p_{\text{сред}}L^3\operatorname{tg}\chi. \tag{196}$$

По $\mathfrak{M}_i$ определяем погонную касательную силу в обшивке

$$q_{\text{об}}=\frac{\mathfrak{M}_i}{2F}.$$

Сила, действующая на опорный шарнир каждого вспомогательного лонжерона,

$$\Delta Q=lp\Delta x$$

или по формуле (180)

$$\Delta Q=0{,}6\,p_{\text{сред}}L^2\operatorname{tg}\chi\left(\bar{x}+\frac{4}{3}\bar{x}^3\right)\Delta\bar{x},$$

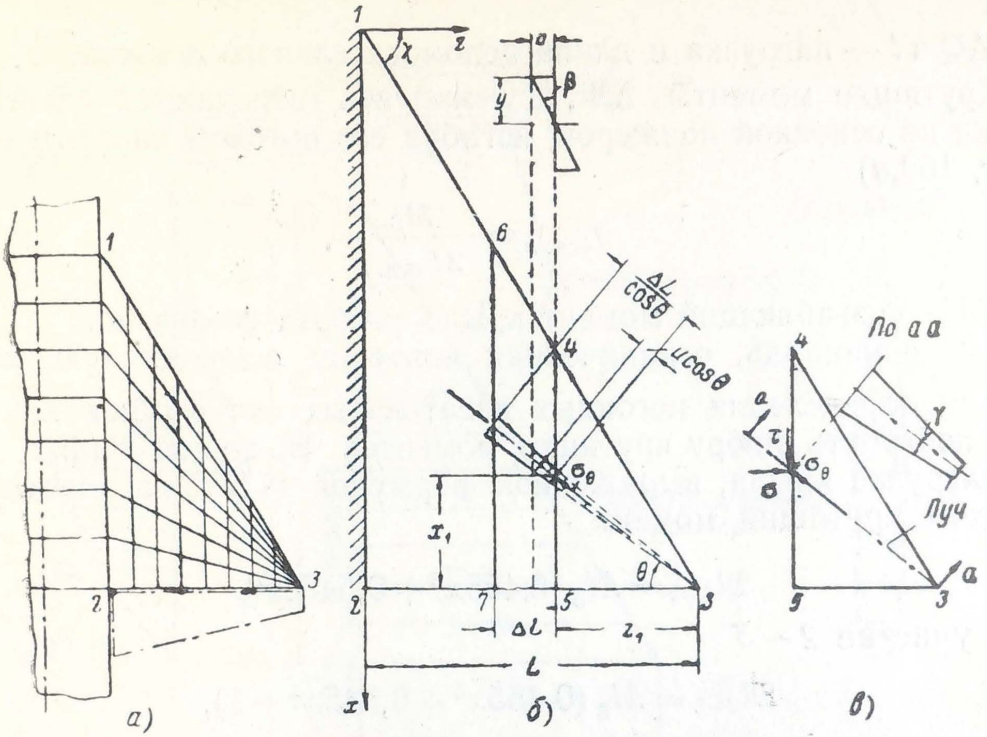
где

$$\bar{x}=\frac{x}{L\operatorname{tg}\chi}.$$

Примечание. Иногда из соображений технологии целесообразно однолонжеронное крыло выполнить без вспомогательных лонжеронов с нервюрами по потоку. Работа такого крыла аналогична работе нестреловидного однолонжеронного крыла и состоит в следующем. Нагрузка, приходящаяся на каждую нервюру, уравновешивается лонжероном, а возникающий при этом крутящий момент воспринимается замкнутым контуром обшивки крыла. Поперечная сила и изгибающий момент крыла воспринимаются лонжероном, а наибольший крутящий момент — бортовой нервюрой.

КРЫЛО СО СХОДЯЩИМИСЯ ЛОНЖЕРОНАМИ

Силовая схема рассматриваемого крыла (фиг. 170,*а*) состоит из системы лонжеронов (пересекающихся в нижней вершине треугольника), нервюр и обшивки, подкрепленной сходящимися стрингерами.



Фиг. 170.

Определение нормальных напряжений

Для определения нормальных напряжений при изгибе будем исходить из гипотезы плоских сечений, пренебрегая при этом касательными напряжениями в сечениях обшивки вдоль лучей.

Выделим из крыла элемент длиной ΔL (фиг. 170,*б*) двумя сечениями *4—5* и *6—7*, параллельными плоскости заделки, и рассмотрим их относительный угол поворота β вокруг главной оси. Соответственно этому углу получим продольное перемещение

$$u = y\beta.$$

С другой стороны, это же перемещение может быть выражено через напряжение σ_θ вдоль луча

$$u\cos\theta = \frac{\sigma_\theta}{E}\frac{\Delta L}{\cos\theta}$$

или

$$u = \frac{\sigma_\theta}{E}\frac{\Delta L}{\cos^2\theta}.$$

Приравнивая правые части выражений для u, получим

$$\sigma_\theta = \frac{\beta E}{\Delta L}\, y\cos^2\theta.$$

Выразим через σ_θ нормальные и касательные напряжения в сечении крыла, параллельном плоскости заделки при $\cos\gamma=1$ (фиг. 170,*в*):

$$\sigma=\sigma_\theta\cos^2\theta, \tag{197}$$

$$\tau=0{,}5\,\sigma_\theta\sin 2\theta. \tag{198}$$

Подставляя в уравнение (197) значение σ_θ, получим

$$\sigma=\frac{\beta E}{\Delta L}y\cos^4\theta.$$

Найдя постоянную $\frac{\beta E}{\Delta L}$ из уравнения равновесия

$$M=\int_F y\sigma\,dF,$$

определим

$$\sigma=\frac{M}{I}y\varphi, \tag{199}$$

где

$$\varphi=\cos^4\theta;$$

φ — редукционный коэффициент;

$I=\int_F y^2\varphi\,dF$ — момент инерции редуцированного сечения, параллельного плоскости заделки.

Учитывая, что

$$dF=z_1\delta\frac{d\theta}{\cos^2\theta},$$

получим

$$I=z_1I_1,$$

где

$$I_1=\int_0^\chi y^2\delta\cos^2\theta\,d\theta, \tag{200}$$

δ — приведенная толщина обшивки с учетом рассредоточенной площади пояса лонжерона или стрингера.

Для крыла прямоугольного поперечного сечения высоты H и постоянной толщины δ получим из уравнения (200)

$$I_1=\frac{\delta H^2}{4}(\chi+0{,}5\sin 2\chi). \tag{201}$$

Подставляя это значение I_1 в выражение для I, найдем из уравнения (199)

$$\sigma=\frac{M}{z_1}\frac{2}{\delta H(\chi+0{,}5\sin 2\chi)}\cos^4\theta,$$

а из уравнения (197)

$$\sigma_\theta=\frac{M}{z_1}\frac{2}{\delta H(\chi+0{,}5\sin 2\chi)}\cos^2\theta.$$

На фиг. 171 нанесены кривые σ, σ_θ и τ, отнесенные к средним напряжениям $\frac{M}{z_1 H\delta \operatorname{tg}\chi}$ в функции $\overline{x}_1=\frac{x_1}{z_1\operatorname{tg}\chi}$ при $\chi=60°$. Из фигуры видно, что нормальные напряжения значительно концентрируются у задних лонжеронов.

Примечание. Формулой (199) можно приближенно пользоваться для крыла с лонжеронами, перпендикулярными фюзеляжу, а также для пластины.

Определение касательных напряжений

Задача определения касательных напряжений в сечениях обшивки вдоль лучей является многократно статически неопределимой. За основную систему примем сечение крыла с открытыми межлонжеронными контурами (фиг. 172,*а*). В таком случае лишними неизвестными будут крутящие моменты, возникающие в контурах.

Порядок расчета состоит в следующем. Вначале найдем погонные касательные силы q_0 в основной системе от поперечной силы Q, затем определим момент $\mathfrak{M}_z$ сил: Q, $q_0\,dl$ и $\frac{\sigma_\theta \delta z_1\, d\theta}{\cos\theta}$ относительно оси z. Далее, распределим этот момент между контурами пропорционально их жесткости кручения

$$\mathfrak{M}_i=\frac{\mathfrak{M}_z}{\sum C_i}C_i,$$

где $C_i=\frac{4F_i^2}{\oint\frac{dl}{G\delta}}$ — жесткость кручения замкнутого контура;

F_i — площадь, ограниченная i-тым замкнутым контуром (фиг. 172, *а*).

Определив $\mathfrak{M}_i$, находим дополнительно к q_0 погонные касательные силы

$$\Delta q_i=\frac{\mathfrak{M}_i}{2F_i}.$$

Принимая приближенно разности значений Δq_i в стенках промежуточных лонжеронов равными нулю, получим, что момент $\mathfrak{M}_z$ воспримется наружным контуром сечения крыла.

Перейдем к расчету основной системы от поперечной силы. Определим погонные касательные силы в стенках лонжеронов $q_{0\text{ст}}$, принимая угловое расстояние между ними равным $d\theta$. Из фиг. 172,*б* получим

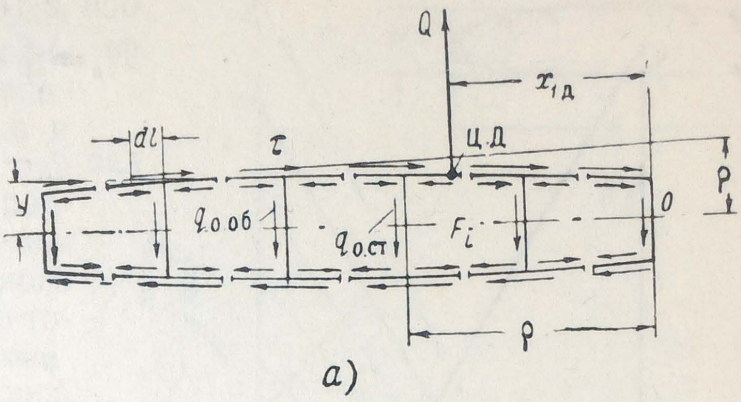
$$q_{0\text{ст}}=\frac{dN_\theta}{dz_1}\cos\theta=\frac{dF(z_1)}{dz_1}\cos^2\theta\,d\theta, \qquad (202)$$

где

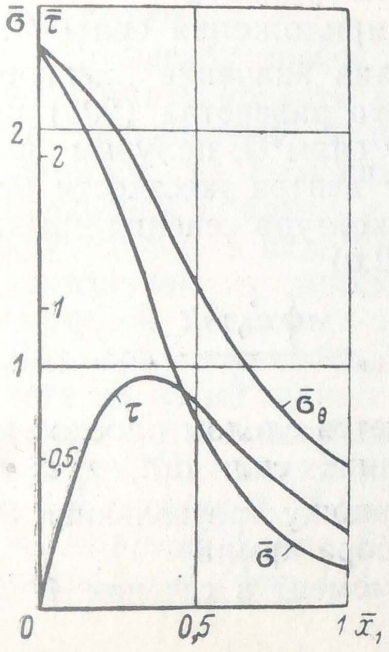
$$F(z_1)=\frac{M}{I_1}\delta y; \qquad (203)$$

M — изгибающий момент в сечении крыла, параллельном плоскости заделки;

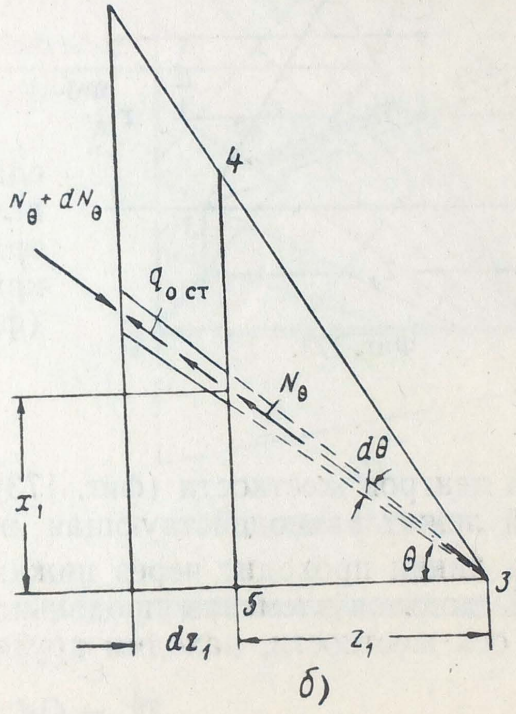
I_1 — определяется по формуле (201).



а)



Фиг. 171.



б)

Фиг. 172.

По $q_{0ст}$ определим поперечную силу любого лонжерона

$$dQ = q_{0ст} H = H \frac{dF(z_1)}{dz_1} \cos^2 \theta \, d\theta, \qquad (204)$$

которая распределяется между лонжеронами пропорционально их изгибающим моментам.

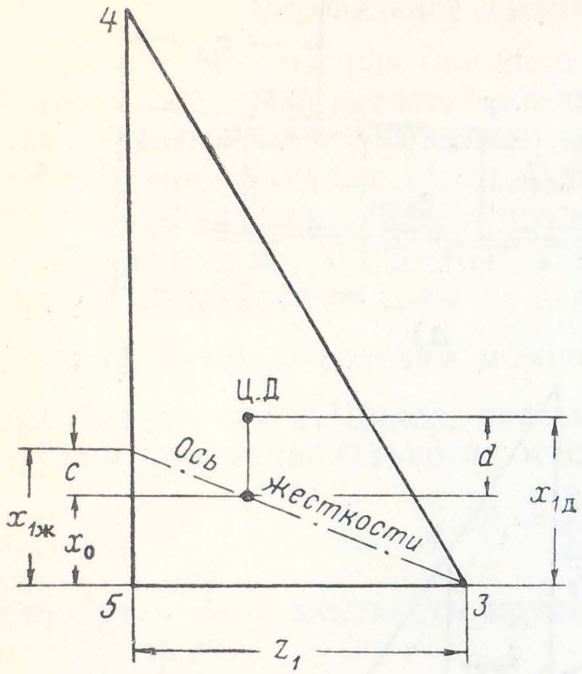
Вычислим момент внешних и внутренних сил, действующих на отсеченную часть крыла (Q, $q_0' dl$ и $\tau\delta\, dl$) относительно оси z (фиг. 172, a):

$$\mathfrak{M}_z = \oint q_0' \rho \, dl - \oint \tau\delta y \, dl - Q x_{1д}, \qquad (205)$$

где q_0' — погонные силы, полученные без учета конусности лонжеронов при $\frac{d}{dz_1}\left(\frac{\delta y}{z_1}\right) = 0$;

ρ — перпендикуляр, опущенный из полюса o на элемент длины dl;

$x_{1д}$ — координата центра приложения силы Q.



Фиг. 173.

Поделив значение первого слагаемого равенства (205) на величину силы Q, получим координату центра жесткости открытого контура сечения крыла (фиг. 172,a)

$$x_{1ж} = \frac{\oint q_0' \rho \, dl}{Q}.$$

Линия центров жесткости (фиг. 173) является следом плоскости, в которой лежит равнодействующая внутренних сил: dM, $q_0' dl$ и $\tau\delta\, dl$. Эта линия проходит через нижнюю вершину треугольника 3, в которой сходятся элементы продольного набора крыла.

Имея ось жесткости, находим крутящий момент в сечении 4—5

$$\mathfrak{M}_z = Qd,$$

где d — расстояние от центра давления до оси жесткости.

Момент силы Q на плече c уравновешивается моментом сил $\tau\delta\, dl$.

Примечание. В случае крепления двигателя к крылу на пилоне необходимо учесть также крутящий момент

$$\mathfrak{M}_z = Ph,$$

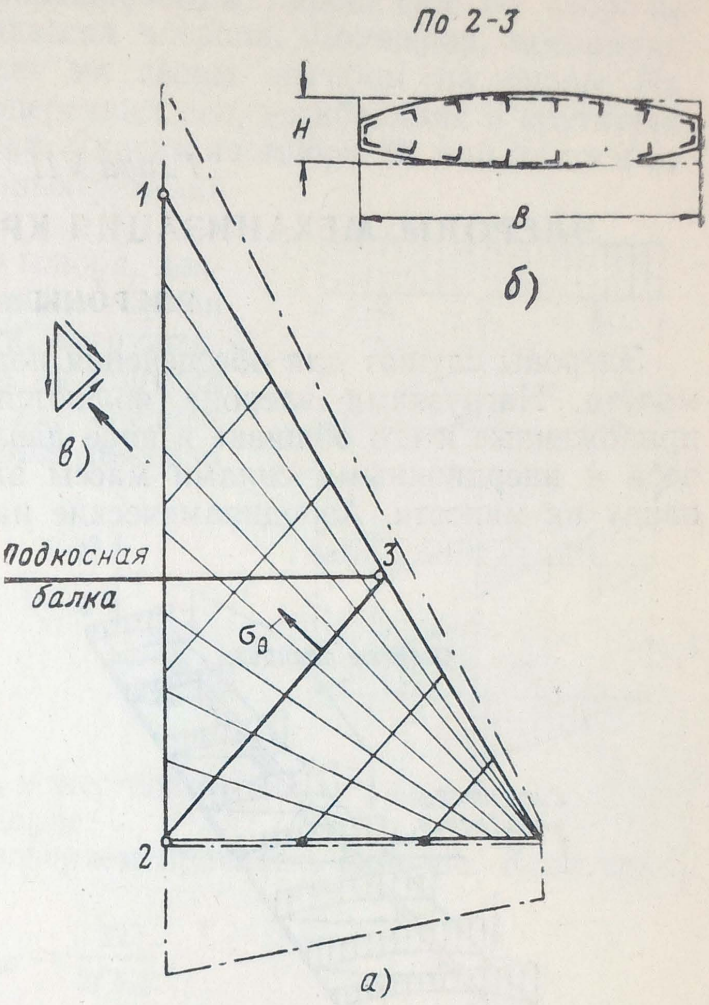
где P и h — тяга двигателя и ее плечо до плоскости хорд.

Сама же сила P воспринимается изгибом крыла в его плоскости.

Настоящее примечание относится также и к предыдущим силовым схемам треугольного крыла.

МОНОБЛОЧНОЕ КРЫЛО СО СХОДЯЩИМИСЯ СТРИНГЕРАМИ И С ВНУТРЕННИМ ПОДКОСОМ

Силовая схема рассматриваемого крыла (фиг. 174,*а*) аналогична схеме стреловидного крыла (см. фиг. 138,*а*) и состоит из каркаса, образованного стрингерами, сходящимися в нижней вершине треугольника, системы нормальных нервюр и усиленных — бортовой *1—2*, корневой *2—3* и под узлы механизации. Крыло опирается шарнирными узлами на борту фюзеляжа и подкосной балке. По условиям компоновки рассматриваемая схема выгодней крыла, описанного на стр. 136, вследствие того, что стрингеры и обшивка кончаются у бортовой нервюры, в фюзеляже освобождается значительный объем.



Фиг. 174.

По изгибу крыло можно схематизировать в виде двухопорной балки с опорами на фюзеляже и подкосной балке, а по кручению — в виде балки, заделанной в плоскости корневой нервюры *2—3*. Для приближенного расчета на изгиб можно принять, что напряжения вдоль образующих крыла σ_θ в сечении *2—3* распределены равномерно. В таком случае, принимая сечение крыла за прямоугольник (фиг. 174,*б*), получим

$$\sigma_\theta \approx \frac{M}{BH\delta},$$

где M, B, H и δ — изгибающий момент, ширина, средняя высота и приведенная толщина панели корневого сечения *2—3*.

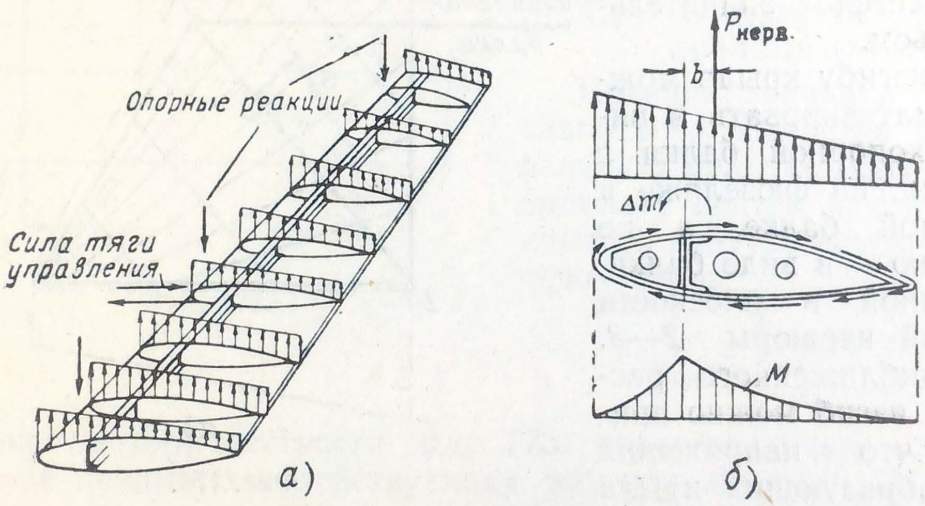
Напряжение вдоль луча у бортовой нервюры уравновешивается касательными напряжениями элементарного треугольника обшивки (фиг. 174,*в*).

Глава VII

ЭЛЕРОНЫ, МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЕ

ЭЛЕРОНЫ

Элероны служат для обеспечения поперечной управляемости самолета. Нагрузками элерона являются аэродинамические силы, приложенные к его обшивке в виде давления и разрежения. Силой веса и инерционными силами массы элеронов можно пренебречь ввиду их малости. Аэродинамические нагрузки элерона могут воз-



Фиг. 175.

никать как при нейтральном, так и при отклоненном его положении. Нагрузка элерона пропорциональна его площади $S_э$ и скоростному напору q.

$$P_э = kfS_э q, \qquad (206)$$

где k — коэффициент, задаваемый нормами прочности;
f — коэффициент безопасности.

По хорде элерона нагрузка распределяется по закону трапеции, а по его размаху — пропорционально хордам.

Рассмотрим расчет элерона. Элерон состоит из каркаса (обычно один лонжерон и ряд нервюр), обшитого металлическим листом.

Воздушная нагрузка воспринимается обшивкой и передается ею на нервюры (фиг. 175,*а*), которые работают на изгиб (фиг. 175,*б*) и

передают свою нагрузку на лонжерон, создавая кручение элерона моментами

$$\Delta\mathfrak{M} = P_{\text{нерв}} b,$$

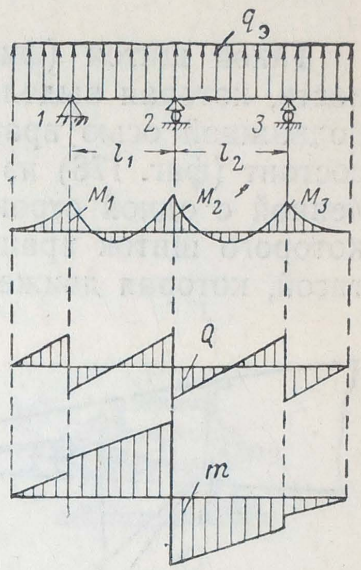
воспринимаемыми замкнутым контуром обшивки.

Крутящие моменты уравновешиваются парой сил со стороны тяги управления и узлов подвески элерона. Лонжерон, восприняв нагрузки от нервюр, передает их своим изгибом на опоры. На фиг. 176 построены эпюры поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов трехопорного элерона. Скачки на эпюре $\mathfrak{M}$ получаются от силы тяги управления и опорных реакций элерона.

Лонжерон элерона, строго говоря, должен рассчитываться как многоопорная балка переменной жесткости, загруженная переменной нагрузкой и на упругих опорах. Изгибающий момент над средней опорой можно определить приближенно из уравнения трех моментов

$$M_1 + 2M_2\left(1 + \frac{l_2}{l_1}\right) + M_3 \frac{l_2}{l_1} = q_э \frac{l_1^2}{4}\left[1 + \left(\frac{l_2}{l_1}\right)^3\right], \qquad (207)$$

принимая нагрузку элерона $q_э$ и жесткость изгиба постоянными по его длине.



Фиг. 176.

По эпюрам Q, M и $\mathfrak{M}$ проверяем прочность элерона. Касательное напряжение в обшивке

$$\tau_{об} = \frac{\mathfrak{M}}{2F\delta_{об}},$$

где F — площадь, ограниченная замкнутым контуром обшивки.

$\delta_{об}$ — толщина обшивки.

Касательное напряжение в стенке лонжерона

$$\tau_{ст} = \frac{Q}{H\delta_{ст}},$$

где H и $\delta_{ст}$ — высота лонжерона и толщина стенки.

Нормальные напряжения в поясе лонжерона

$$\sigma = \frac{M}{HF_п},$$

где $F_п$ — площадь сечения пояса с учетом присоединенной обшивки.

МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА

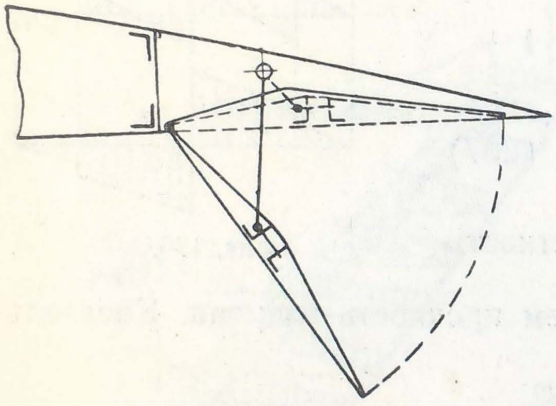
Механизация крыла (щитки, закрылки и др.) применяется для уменьшения взлетной и посадочной скорости, а также иногда для улучшения маневренных свойств самолета. Рассмотрим силовые

схемы и расчет конструкций отдельных видов механизации. На механизацию действует воздушная нагрузка как в нейтральном, так и в открытом положении. Величина нагрузки определяется в соответствии с формулой (206) по значению площади щитка $S_{щ}$ и величине посадочного скоростного напора $q_{пос}$. По хорде щитка нагрузка распределяется по закону трапеции, а по его размаху — пропорционально хордам.

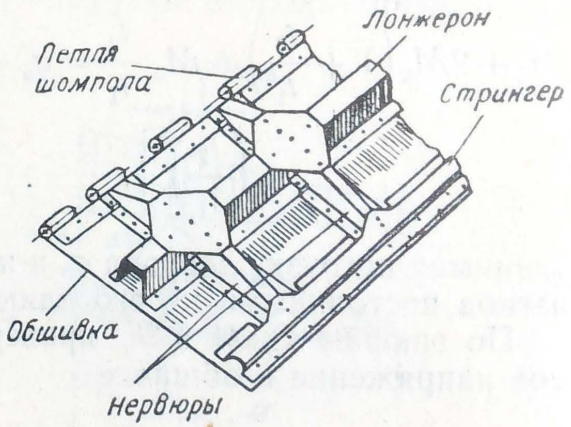
Перейдем к рассмотрению некоторых видов механизации.

Простой щиток

Такой щиток (фиг. 177) представляет собой несущую поверхность, которая выделяется из нижней хвостовой части крыла с неподвижной осью вращения. Конструктивно простой щиток обычно состоит (фиг. 178) из одного лонжерона, нервюр и обшивки, поставленной с одной строны. Щиток крепят к крылу шомполом, вокруг которого щиток вращается. Управляется он (фиг. 179,*а*) основной тягой, которая движется вдоль крыла и соединяется с лонжероном



Фиг. 177.



Фиг. 178.

щитка рядом тяг-тандеров. Тяги и тандеры соединяются с основной тягой (фиг. 179,*б*) болтами, которые обеспечивают их взаимный поворот, а с лонжероном (фиг. 179,*в*) шарнирными болтами.

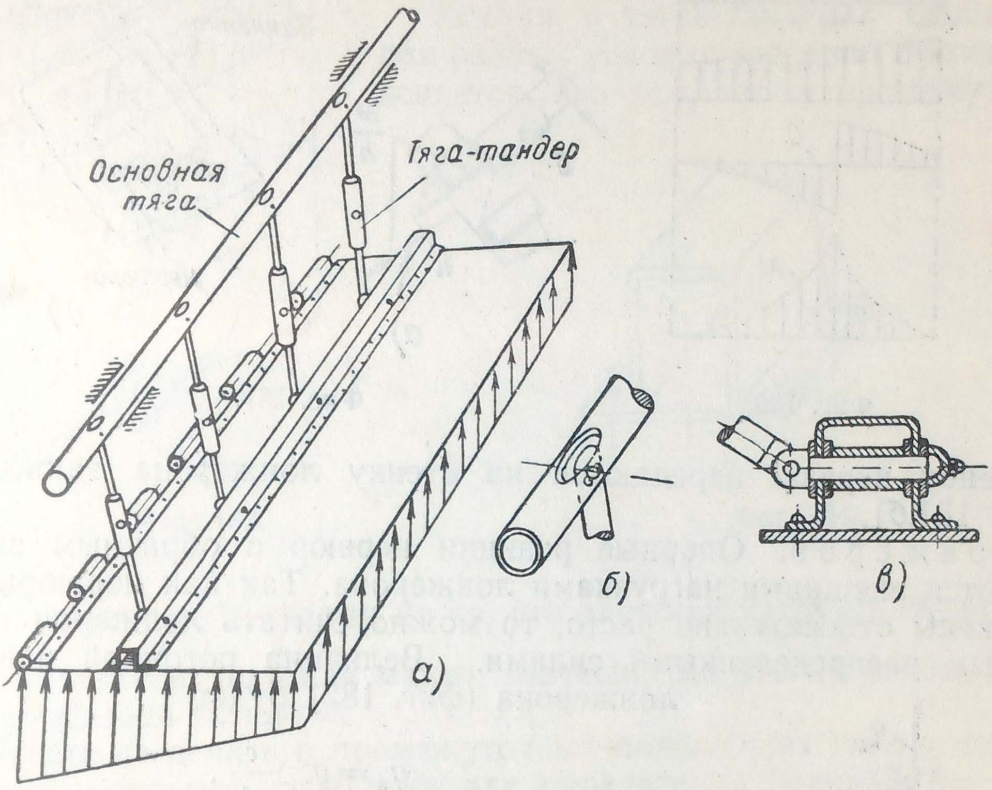
Рассмотрим работу и расчет элементов щитка. Воздушная нагрузка (фиг. 179,*а*), приложенная к обшивке, передается ею на нервюры. Все нервюры щитка присоединены к лонжерону и шомпольному соединению, вследствие этого каждая нервюра является двухопорной балкой и вся нагрузка передается с нервюр на лонжерон и шомпольное соединение.

Ввиду того что лонжерон располагается близко от центра давления, на шомпольное соединение приходится малая нагрузка. Таким образом, почти вся нагрузка щитка приложена к лонжерону в местах крепления нервюр в виде сосредоточенных сил.

Опорами для лонжерона являются тяги-тандеры. Следовательно, нагрузка с лонжерона передается на тяги-тандеры, заставляя работать его на изгиб как многоопорную балку.

Тяги-тандеры, являясь для лонжерона опорами, работают на сжатие, передавая нагрузку на основную тягу управления щитком, которая работает на изгиб и осевое усилие. Обычно тяги-тандеры не располагаются в плоскости действия внешней нагрузки лонжерона. Это приводит к тому, что отдельные нервюры на участке между лонжероном и шомпольным соединением работают на растяжение, передавая нагрузку на крыло через шомпол.

После того, как мы выяснили работу элементов щитка, рассмотрим порядок расчета некоторых его элементов.



Фиг. 179.

Нервюра. Внешняя нагрузка нервюры

$$P_н = q_щ a,$$

где $q_щ$ — погонная нагрузка щитка, которая берется по нормам прочности;

a — расстояние между нервюрами.

Нагрузка нервюры распределяется по хорде по закону трапеции. Нервюра (фиг. 180) от распределенной нагрузки работает на изгиб.

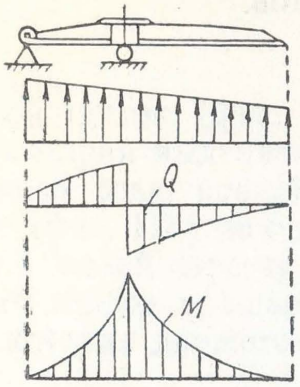
Опасным может оказаться сечение нервюры около лонжерона, у которого она разрезана. Верхние пояса нервюры соединяются накладками, а нижние — обшивкой. Стенки нервюры не передают нормальных сил. Следовательно, изгибающий момент воспринимается парой сил (фиг. 181,*а*). Проверяют только сжатую зону, которая может потерять устойчивость.

Сжимающие напряжения в полке нервюры найдем, если момент нервюры M разделим на ее высоту h и на площадь сжатой зоны $b\delta$

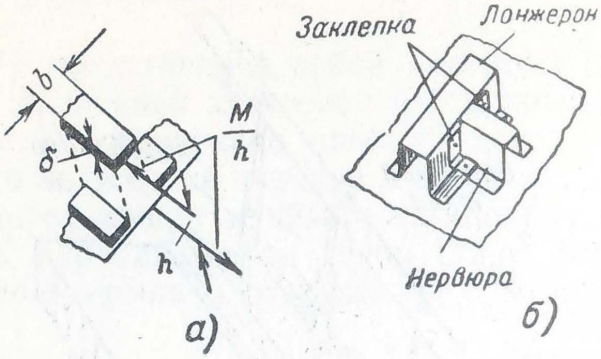
$$\sigma_{сж}=\frac{M}{hb\delta}.$$

Эти сжимающие напряжения должны быть ниже критических.

От действия поперечных сил в стенках нервюр появляются касательные напряжения, которые по величине малы. Поперечные силы



Фиг. 180.

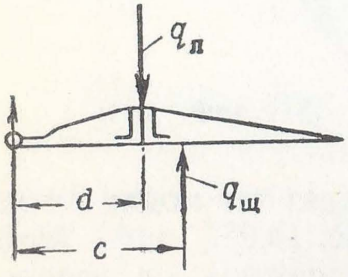


Фиг. 181.

со стенок нервюр передаются на стенку лонжерона заклепками (фиг. 181,*б*).

Лонжерон. Опорные реакции нервюр с обратным знаком являются внешними нагрузками лонжерона. Так как нервюры расположены относительно часто, то можно считать лонжерон нагруженным распределенными силами. Величина погонной нагрузки лонжерона (фиг. 182) будет

$$q_л=q_щ\frac{c}{d}.$$



Фиг. 182.

Под действием этой нагрузки лонжерон работает на поперечный изгиб. На фиг. 183 построены эпюры поперечных сил Q и изгибающих моментов M трехопорного лонжерона. Изгибающий момент над средней опорой можно определить по уравнению трех моментов (207), принимая приближенно нагрузку лонжерона $q_л$ и жесткость его изгиба постоянными по длине.

По эпюре изгибающих моментов M можно найти нормальные напряжения σ сжатой зоны, которая может потерять устойчивость. Нормальные напряжения

$$\sigma=\frac{M}{W},$$

где W — момент сопротивления сечения лонжерона с прилегающей обшивкой (фиг. 184).

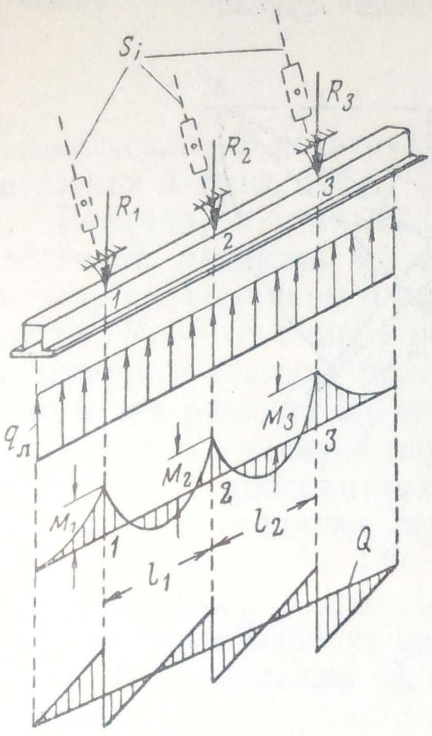
Напряжения σ должны быть ниже критических.

Тяги-тандеры работают на сжатие. Осевое усилие в каждой тяге S_i должно быть таким, чтобы его составляющая, перпендикулярная плоскости щитка, давала реакцию R_i лонжерона (см. фиг. 183). В таком случае

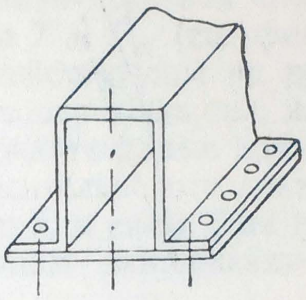
$$S_i = \frac{R_i}{\cos\left(\hat{S_i R_i}\right)},$$

где $\hat{S_i R_i}$ — угол между тягой-тандером и нормалью к щитку.

Усилия в тягах-тандерах определяют для разных углов отклонения щитка. Объясняется это тем, что в промежуточных



Фиг. 183.



Фиг. 184.

его положениях, несмотря на то, что внешняя нагрузка будет меньшей величиной, но из-за малых значений $\cos\left(\hat{S_i R_i}\right)$ усилие S_i может оказаться большим.

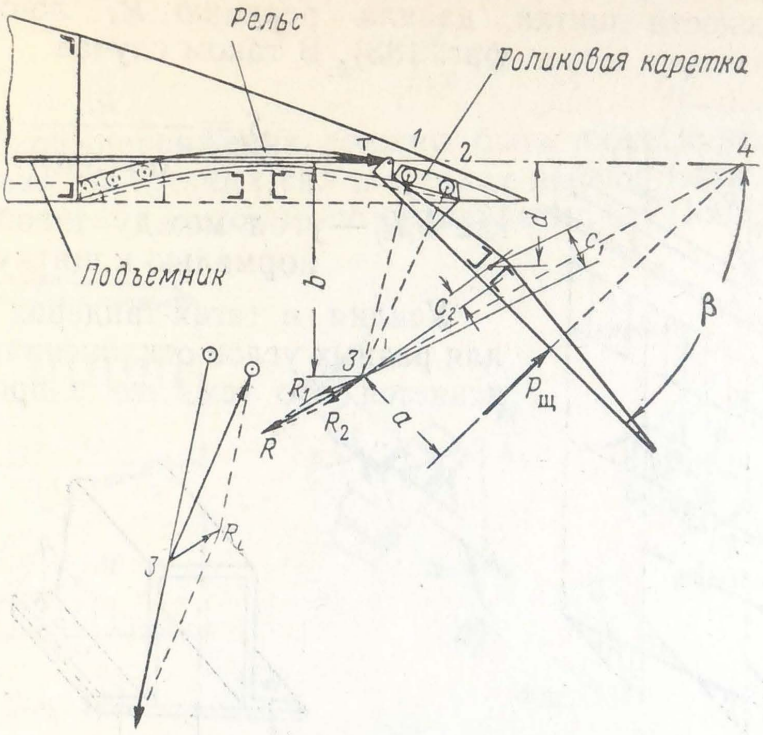
Чтобы не делать в промежуточных положениях щитка дополнительных расчетов лонжерона для определения реакций R_i, можно считать эти реакции пропорциональными полной нагрузке щитка.

Прочность тяг-тандеров проверяют на продольный изгиб, т. е. усилия S_i должны быть ниже критических усилий продольного изгиба шарнирно опертого стержня.

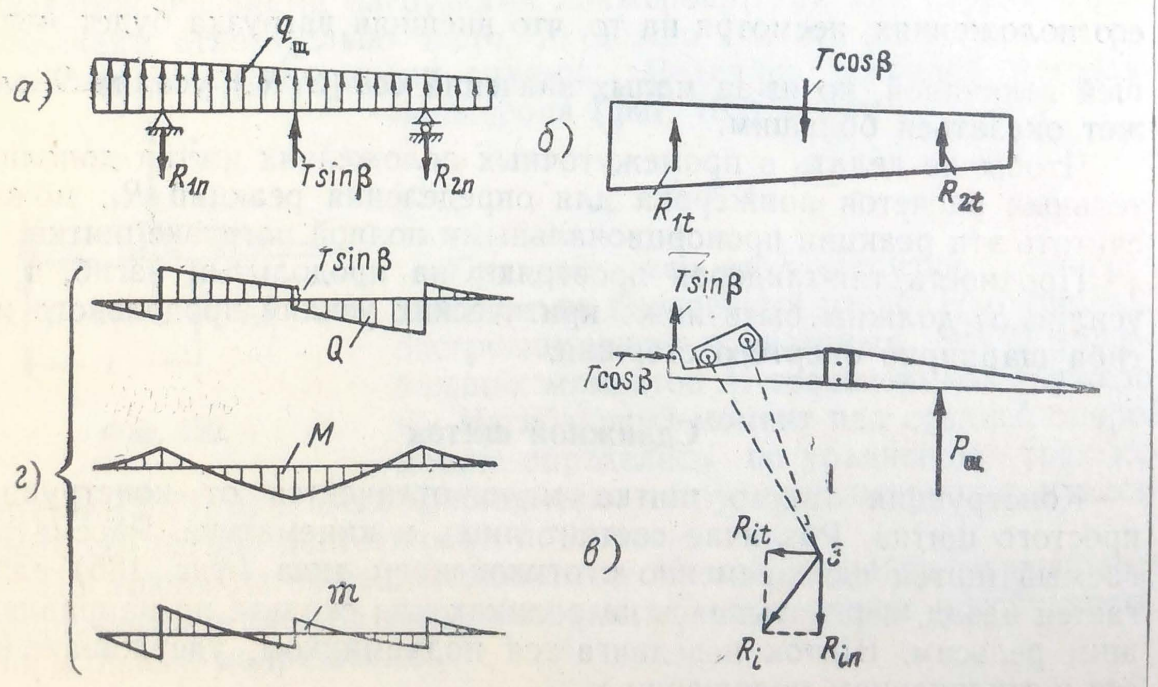
Сдвижной щиток

Конструкция такого щитка мало отличается от конструкции простого щитка. Различие состоит лишь в кинематике. Рассматриваемый щиток одновременно с отклонением вниз (фиг. 185) сдвигается назад, перекатываясь на роликах или скользя по направляющим рельсам. Щиток передвигается подъемником, удерживающим его в отклоненном положении.

Для расчета щитка необходимо построить эпюры поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов. С этой целью следует вначале определить опорные реакции щитка, опорами которого являются подъемник и ролики. Пренебрегая силами трения роликов о рельс, найдем, что их реакции проходят через точку *3* пересечения радиусов



Фиг. 185.



Фиг. 186.

качения роликов. Таким образом, щиток опирается как бы на точки *3* и на подъемник.

Усилие T в подъемнике найдем из уравнения моментов относительно точки *3*:

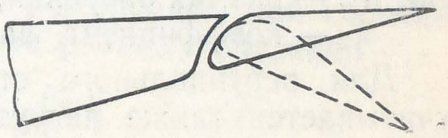
$$T = P_{щ} \frac{a}{b}.$$

Имея усилие T и нагрузку щитка, определяем его опорные реакции в точках *3* (фиг. 186).

Реакции, нормальные плоскости щитка R_{in}, находим от распределенной нагрузки $q_{щ}$ и силы $T \sin \beta$ (фиг. 186,*а*), где β — угол между подъемником и плоскостью щитка, а параллельные плоскости щитка R_{it} — от силы $T \cos \beta$ (фиг. 186,*б*). Имея R_{in} и R_{it}, находим суммарные реакции роликов R_i в точках *3* (фиг. 186,*в*). Равнодействующая реакций R_i дает силу R, линия действия которой должна пройти через точку *4* пересечения сил T и $P_{щ}$ (см. фиг. 185). Зная силы R_i, определяем также усилия, действующие на ролики. Определив реакции щитка, строим эпюры поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов (фиг. 186,*г*). Сосредоточенные крутящие моменты на опорах и в пролете щитка относительно оси лонжерона находим как произведение сил R_i на плечи c_i и силы T на плечо d (фиг. 185). По значениям Q, M и $\mathfrak{M}$ находим напряжения в сечениях щитка.

Закрылок

Закрылок представляет собой хвостовую часть крыла (фиг. 187), которую можно отклонить вниз. Следовательно, закрылок по существу является элероном, который на обеих консолях крыла отклоняется в одну сторону (вниз). Нагрузками для закрылков являются аэродинамические силы, задаваемые нормами прочности. Конструктивно закрылок выполняется так же, как элерон и таким же образом соединен с крылом. Ввиду полной аналогии закрылка и элерона он рассчитывается так же, как элерон.



Фиг. 187.

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение обеспечивает балансировку, устойчивость и управляемость самолета. Оперение делится на вертикальное и горизонтальное, которые состоят из киля с рулем поворота и стабилизатора с рулем высоты. Для сверхзвуковых самолетов применяется также управляемый стабилизатор (без руля высоты) вследствие малой эффективности руля на сверхзвуковых скоростях.

Внешние нагрузки. Нагрузками оперения являются аэродинамические и массовые силы. Эти нагрузки определяют по нормам прочности для ряда расчетных случаев. Часть этих случаев

представляет собой уравновешивание аэродинамических моментов самолета. При этом нагрузка оперения будет

$$Y_{\text{уравн}} = f\frac{M}{L},$$

где M — момент аэродинамических сил самолета относительно одной или другой его оси, проходящей через центр тяжести;

L — расстояние от ц. т. самолета до ц. д. соответствующего оперения;

f — коэффициент безопасности.

Вторая часть расчетных случаев соответствует полету в неспокойном воздухе и при маневре (когда летчик отклоняет рули на угол больше, чем требуется для уравновешивания аэродинамических моментов самолета).

Маневренная нагрузка пропорциональна площади оперения $S_{\text{г. о}}$, перегрузке самолета $n^э$, получающейся на маневре, и нагрузке на $м^2$ крыла $p = \frac{G}{S}$:

$$\Delta Y = f k_1 n^э p S_{\text{г. о}},$$

где k_1 — коэффициент, задаваемый нормами прочности.

Суммарная нагрузка горизонтального оперения будет

$$Y_{\text{г. о}} = Y_{\text{уравн}} + \Delta Y.$$

Для горизонтального оперения рассматривается также случай несимметричного его загружения, когда от его нагрузки получается момент относительно продольной оси x самолета

$$M_x = f k_2 l_{\text{г. о}} S_{\text{г. о}},$$

где $l_{\text{г.о}}$ — размах оперения;

k_2 — коэффициент, задаваемый нормами прочности.

Для вертикального оперения, кроме перечисленных случаев, учитывается также нагрузка, которая создается несимметричной тягой двигателей, расположенных в крыле. Возникающий при этом заворачивающий момент самолета M_y гасится нагрузкой вертикального оперения

$$P_{\text{в. о}} = f\frac{M_y}{L_{\text{в. о}}},$$

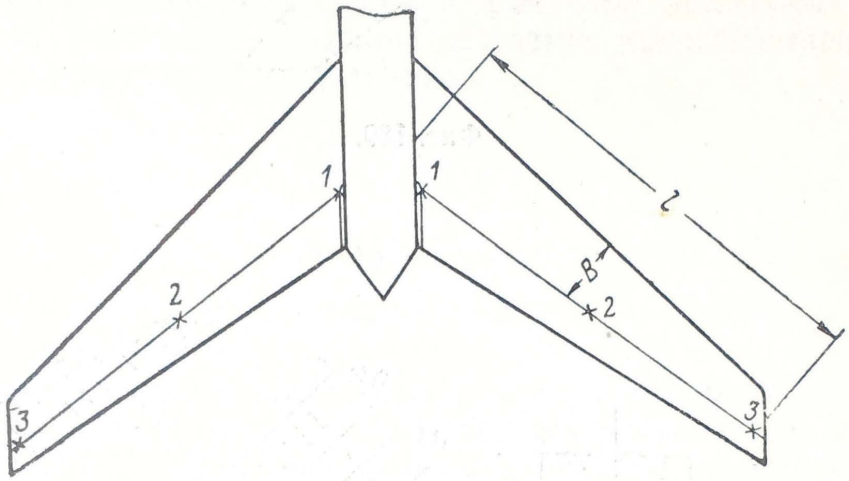
где $L_{\text{в.о}}$ — расстояние от ц. т. самолета до ц. д. вертикального оперения.

Кроме раздельного действия нагрузок на то или иное оперение, рассматривается случай их совместного действия. По хорде оперения нагрузку распределяют в зависимости от отклонения руля, а по размаху — пропорционально хордам оперения.

Конструкция горизонтального и вертикального оперения аналогична конструкции крыла и элерона.

Силовые схемы стабилизатора и киля подобны схемам крыла, а рулей — схеме элерона.

Порядок расчета оперения. Вследствие того что по конструкции горизонтальное и вертикальное оперения аналогичны, то их порядок расчета будет один и тот же. По нормам прочности определяем воздушную нагрузку, действующую на оперение, и закон ее распределения и строим эпюры погонных нагрузок для стабилизатора, киля и рулей. По этим нагрузкам строим эпюры поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов. Для построения этих эпюр определяем опорные реакции рулей. В зависимости от числа опор задача определения реакций может быть статически определимой (двухопорный руль) или неопределимой (число опор больше двух). Рассмотрим для примера случай трехопорного руля (фиг. 188). Приняв за лишнюю неизвестную среднюю опорную реакцию



Фиг. 188.

руля R_2, найдем ее из решения статически неопределимой системы (при постоянных жесткостях и нагрузке по размаху оперения)

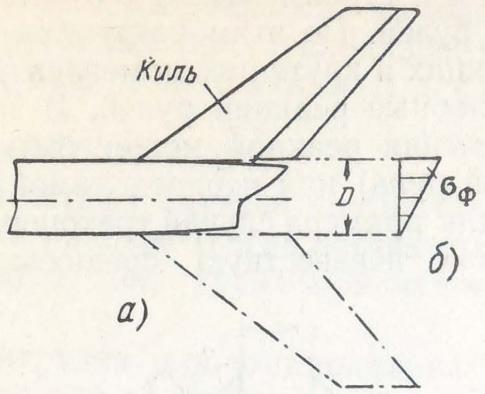
$$\overline{R}_2 = \frac{R_2}{P_р} = \frac{5}{8} \frac{1 + \frac{I_р}{I_{ст}} \left(2{,}4 + \frac{P_{ст}}{P_р}\right)}{1 + \frac{I_р}{I_{ст}} + 3 \left(\frac{B}{l}\right)^2 \frac{EI_р}{(GI)_{ст.круч}}},$$

где $P_р$ и $P_{ст}$ — нагрузки на руль и стабилизатор (киль);
l и B — длина и ширина стабилизатора (фиг. 188);
$I_р$ и $I_{ст}$ — моменты инерции руля и стабилизатора;
$(GI)_{ст.\,круч}$ — жесткость кручения стабилизатора.

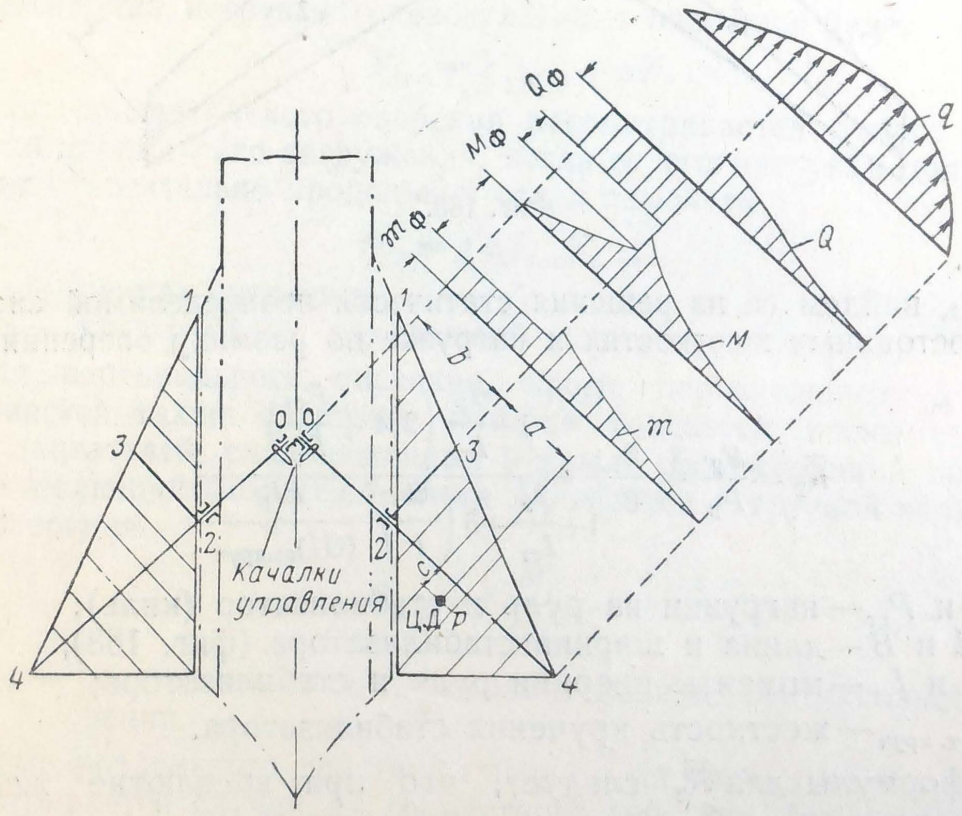
Из формулы для $\overline{R}_2$ следует, что при абсолютно жестком стабилизаторе $\overline{R}_2 = \frac{5}{8}$, что совпадает с решением, получаемым из уравнения трех моментов (207). При выводе формулы для $\overline{R}_2$ не учитывалась деформация кручения руля.

Определив опорные реакции руля, строим эпюры Q, M и $\mathfrak{M}$. По силам и моментам находим нормальные и касательные напряжения в рулях, как в элероне, а в стабилизаторе и киле, как в крыле.

При этом надо иметь в виду, что расчет корневой части стреловидного киля, несмотря на ее асимметрию (фиг. 189,*а*), можно проводить по формулам для симметричного стреловидного крыла.



Фиг. 189.



Фиг. 190.

Объясняется это тем, что увеличение жесткости подфюзеляжной части киля, обусловленное переменностью нормальных напряжений $\sigma_ф$ на ее длине D (фиг. 189,б), компенсируется соответствующим уменьшением этой жесткости от сдвига обшивки подкилевой части фюзеляжа.

Расчет управляемого стабилизатора зависит от его силовой схемы. На фиг. 190 показано треугольное оперение, силовая схема которого состоит из одного лонжерона, опертого в точках *0—2* и являющегося осью вращения, а также усиленных нервюр *1—2* и *2—3*. Узел *2* соединения усиленных нервюр с лонжероном должен быть моментным. На участке *0—2* лонжерон желательно сделать замкнутого сечения, так как он работает на кручение.

Расчет оперения состоит в следующем: воздушную нагрузку переносим в плоскостях нервюр на лонжерон участка *2—4* и на бортовую нервюру *1—2* с крутящими моментами. Строим эпюры поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов вдоль лонжерона. Значения поперечной силы и моментов лонжерона на подфюзеляжном участке *0—2* можно выразить непосредственно через силу $P_{г.\,о}$, действующую на оперение:

$$Q_ф = P_{г.\,о}\frac{a}{b},$$

$$M_ф = P_{г.\,о}a,$$

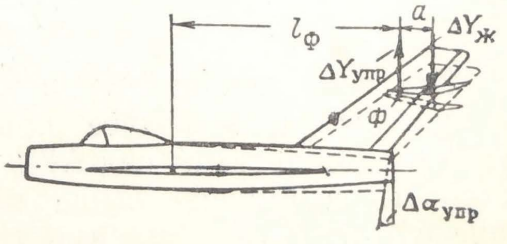
$$\mathfrak{M}_ф = P_{г.\,о}c.$$

Поперечная сила и изгибающий момент воспринимаются лонжероном. Крутящий момент в консоли воспринимается замкнутым контуром обшивки, а на участке *0—2* кручением лонжерона.

Бортовая нервюра *1—2* работает на изгиб от нагрузки носка *1—2—3*, как консольная балка, заделанная в узле *2*. Корневая нервюра *2—3* работает на изгиб, передавая на узел 2 крутящий момент оперения.

ВЛИЯНИЕ УПРУГОСТИ ЧАСТЕЙ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ЭЛЕРОНОВ И ОПЕРЕНИЯ

Рассмотрим влияние упругости крыла и фюзеляжа на эффективность элеронов и оперения. При отклонении той или иной рулевой поверхности деформируется ее опорная конструкция, в результате чего уменьшается эффективный угол атаки крыла или оперения. На фиг. 191 показано отклонение руля высоты вверх, что создает изгиб фюзеляжа вниз. Вследствие этого увеличивается угол атаки горизонтального оперения, а вместе с тем уменьшается его эффективность. То же самое получается при отклонении элерона.



Фиг. 191.

В результате отклонения элерона, например, вниз (фиг. 192), возникают кручение и изгиб крыла, вследствие чего уменьшается эффективный угол атаки крыла, обусловленный отклонением эле-

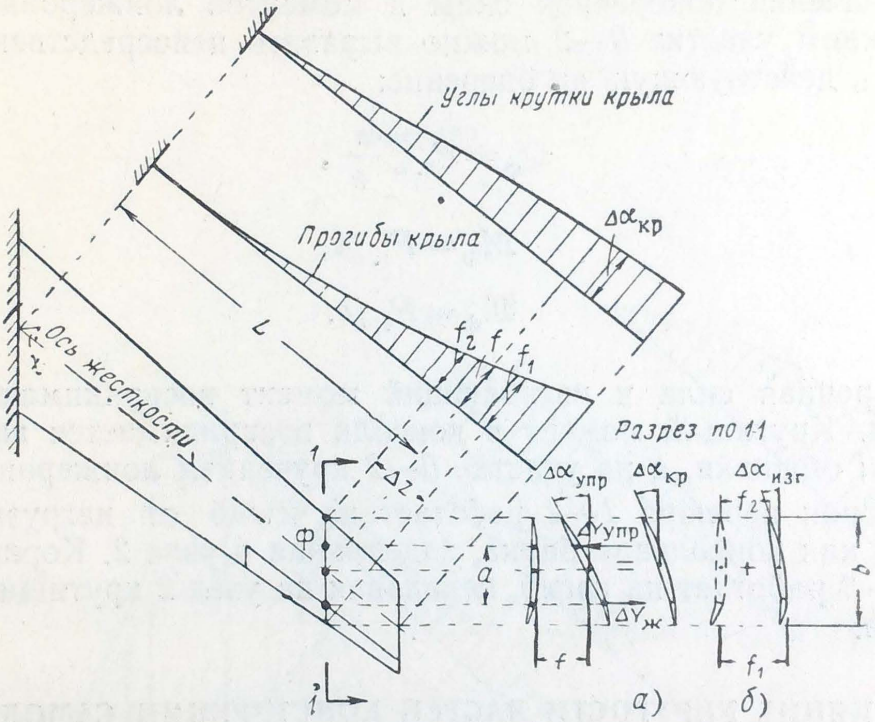
рона, а значит уменьшается эффективность самого элерона. Для количественной оценки сказанного поступим следующим образом. Дополнительная подъемная сила крыла или оперения, возникающая в результате отклонения элерона или руля при жесткой, недеформирующейся опорной конструкции будет

$$\Delta Y_{ж} = c_y^{\alpha} \Delta\alpha_{эф} Sq, \tag{208}$$

где $\Delta\alpha_{эф}$ — эффективный угол атаки, обусловленный отклонением рулевой поверхности,

S — площадь оперения или элеронной части крыла.

Центр давления силы $\Delta Y_{ж}$ принимаем приближенно на оси вращения рулевой поверхности. Так как опорная конструкция



Фиг. 192.

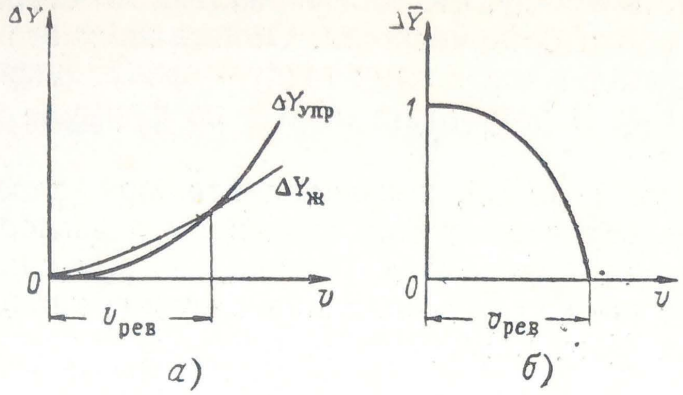
в действительности является упругой, то за счет ее деформации получится угол атаки $\Delta\alpha_{упр}$ и соответствующая ему дополнительная подъемная сила

$$\Delta Y_{упр} = c_y^{\alpha} \Delta\alpha_{упр} Sq. \tag{209}$$

Эта сила направлена в сторону, противоположную силе $\Delta Y_{ж}$, и приложена в фокусе крыла или оперения. Ввиду того, что угол $\Delta\alpha_{упр}$ зависит от сил $\Delta Y_{ж}$ и $\Delta Y_{упр}$, то сила $\Delta Y_{упр}$ будет функцией скорости в степени выше второй. Поэтому кривые, изображающие $\Delta Y_{ж}$ и $\Delta Y_{упр}$ в зависимости от скорости, пересекаются при некотором ее значении (фиг. 193,*а*). На фиг. 193,*б* дан график относительной разности указанных сил

$$\Delta\overline{Y} = \frac{\Delta Y}{\Delta Y_{ж}} = 1 - \frac{\Delta Y_{упр}}{\Delta Y_{ж}}$$

в функции v. Величина ΔY характеризует эффективность рулевой поверхности. Из графика видно, что при некотором значении v эффективность становится равной нулю, а при дальнейшем увеличении скорости полета получается отрицательной. Такая скорость



Фиг. 193.

называется скоростью реверса $v_{рев}$. Определим эту скорость. Учитывая, что при $v=v_{рев}$ сила $\Delta Y_ж$ равна $\Delta Y_{упр}$, найдем, что опорная конструкция, нагруженная моментом $\Delta Y_ж a$, деформируется на угол

$$\Delta\alpha_{упр}=\Delta Y_ж a \Delta\alpha_{M=1},$$

где $\Delta\alpha_{M=1}$ — угол кручения крыла или девиация фюзеляжа от действия единичного момента;

a — расстояние между фокусом крыла или оперения и шарниром рулевой поверхности.

Подставляя $\Delta\alpha_{упр}$ в уравнение (209) и заменяя при этом $\Delta Y_{упр}$ на $\Delta Y_ж$, получим скорость реверса

$$v_{рев}=\sqrt{\frac{2}{\Delta\alpha_{M=1} a c_y^{\alpha} S\rho}}. \qquad (210)$$

Из полученного выражения следует, что скорость реверса возрастает с высотой полета. Влияние на $v_{рев}$ числа M сказывается положением фокуса (размер a) и величиной c_y^{α}. На сверхзвуковых скоростях полета с ростом числа M убывает c_y^{α} (см. фиг. 12), соответственно чему возрастает $v_{рев}$. Скорость реверса пропорциональна корню из жесткости опорной конструкции, ибо угол $\Delta\alpha_{M=1}$ обратно пропорционален указанной жесткости.

Приведем значение угла $\Delta\alpha_{M=1}$ для фюзеляжа и крыла. Рассматривая изгиб фюзеляжа как консольной балки постоянного сечения, нагруженной единичным моментом (фиг. 191), получим

$$\Delta\alpha_{M=1}=\frac{l_ф}{EI_ф},$$

где $l_ф$ и $I_ф$ — длина и средний момент инерции хвостовой части фюзеляжа.

Подставляя значение $\Delta\alpha_{M=1}$ в уравнение (210), найдем скорость реверса горизонтального оперения без учета его собственной дефор-

мации. При этом в формуле (210) под площадью S следует понимать площадь горизонтального оперения. Числовые расчеты показывают, что ввиду большой жесткости фюзеляжа эта скорость оказывается весьма значительной.

Следует иметь в виду, что для управляемого стабилизатора скорость реверса равна бесконечности. Объясняется это тем, что силы $\Delta Y_{ж}$ и $\Delta Y_{упр}$ проходят через одну точку — фокус оперения. Поэтому всегда $\Delta Y_{ж} > \Delta Y_{упр}$. В результате $a=0$ и по формуле (210) получим $v_{рев}=\infty$.

Определим угол $\Delta\alpha_{M=1}$, получающийся при реверсе элеронов. Этот угол здесь обусловливается кручением и изгибом крыла. Рассматривая крыло постоянного сечения, нагруженное единичным моментом в сечении по середине длины элерона, найдем угол за счет кручения крыла (фиг. 192)

$$\Delta\alpha'_{круч} = \frac{L\cos^2\chi}{GI_{кр}}$$

и изгиба его

$$\Delta\alpha'_{изг} = \frac{f_1 - f_2}{b} = \frac{\Delta f}{\Delta z}\sin\chi = \frac{L\sin^2\chi}{EI},$$

где $\frac{\Delta f}{\Delta z}$ — девиация крыла;

EI и $GI_{кр}$ — средние жесткости изгиба и кручения крыла;

L — длина крыла вдоль оси жесткости от середины элерона до заделки;

f и χ — прогиб и угол стреловидности.

Суммируя $\Delta\alpha'_{круч}$ и $\Delta\alpha'_{изг}$, получим

$$\Delta\alpha_{M=1} = \frac{L\cos^2\chi}{GI_{кр}} + \frac{L\sin^2\chi}{EI}. \qquad (211)$$

Подставляя значение $\Delta\alpha_{M=1}$ в выражение (210), найдем скорость реверса элеронов. При этом под площадью S следует понимать площадь элеронной части консоли, предполагая, что отклонение элерона меняет нагрузку только на занятой им части крыла.

Из выражения для $\Delta\alpha_{M=1}$ видно, что скорость реверса элеронов зависит от угла стреловидности крыла. Для прямого крыла ($\chi=0$) скорость будет пропорциональна корню из жесткости его на кручение, а для стреловидного — будет сильно зависеть от жесткости на изгиб.

Тем не менее, как следует из сравнительных расчетов по формулам (210) и (211) для обычных соотношений жесткостей изгиба и кручения скорость, как правило, мало отличается от скорости реверса прямого угла.

При существующих значениях жесткостей $GI_{кр}$ и EI скорость реверса элеронов получается не намного больше максимально возможной скорости полета. Для обеспечения необходимого запаса в скорости реверса элеронов стреловидного крыла приходится уве-

личивать его жесткости кручения и изгиба. К сказанному следует добавить, что упругость проводки управления также уменьшит эффективность рулевых поверхностей. Это в свою очередь потребует увеличения жесткости проводки управления.

Вопрос о необходимых жесткостях крыла, фюзеляжа и проводки управления, удовлетворяющих потребной эффективности элеронов и оперения решается нормами прочности.

Пример. Определим скорость реверса элеронов истребителя при полете его у земли $\left(\rho=\frac{1}{8}\right)$ по следующим данным: $\chi=45°$; $c_y^0=3{,}5$; площадь элеронной части крыла $S=3$ *м*²; длина крыла от середины элерона до заделки $L=3{,}8$ *м*; момент инерции на изгиб $I=8500$ *см*⁴ и на кручение $I_{кр}=10^4$ *см*⁴; расстояние между фокусом крыла и осью вращения элерона $a=1$ *м*. Материал конструкции дуралюмин ($E=7\cdot10^5$ *кг/см*²; $G=2{,}7\cdot10^5$ *кг/см*²).

Решение: По формуле (211) находим

$$\Delta\alpha_{M=1}=\frac{380\cdot(0{,}707)^2}{2{,}7\cdot10^5\cdot10^4}+\frac{380\cdot(0{,}707)^2}{7\cdot10^5\cdot8500}=$$

$$=0{,}707\cdot10^{-7}+0{,}32\cdot10^{-7}=1{,}027\cdot10^{-7}.$$

Из полученного результата видно, что влияние изгиба крыла довольно значительно и возросло бы с увеличением угла стреловидности. По формуле (210) определяем скорость реверса элеронов

$$v_{рев}=\sqrt{\frac{2}{1{,}027\cdot10^{-7}\cdot3{,}5\cdot3\cdot\frac{1}{8}}}=388\ м/сек=1400\ км/час.$$

Глава VIII

ВИБРАЦИИ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ

Причиной колебаний крыла и оперения может быть двигательная установка, срывное обтекание частей самолета и взаимодействие воздушного потока с деформирующейся конструкцией.

Вибрации, вызванные двигательной установкой, зависят от степени балансировки ее вращающихся частей. Эти колебания устраняются эластичной подвеской двигателя на резиновых демпферах. Однако на реактивных самолетах этого можно не делать ввиду малого дисбаланса турбины двигателя.

Вибрации хвостового оперения, вызванные срывным обтеканием впереди лежащих частей самолета, называются бафтингом. Предотвратить эти колебания можно устранением причин срыва потока или соответствующим расположением оперения относительно крыла.

Колебания крыла и оперения, вызванные воздушным потоком и деформациями, называются флаттером. В результате деформаций конструкции меняются углы атаки, а возникающие при этом дополнительные аэродинамические силы поддерживают колебания. Поэтому их также называют самовозбуждающимися. Флаттер является наиболее опасным типом вибраций и бывает различных форм. Рассмотрим некоторые из них.

ИЗГИБНО-КРУТИЛЬНЫЙ ФЛАТТЕР КРЫЛА

Такое название флаттера соответствует совместной изгибно-крутильной форме деформации крыла. Рассмотрим физическую сторону вопроса. Пусть под воздействием какой-либо причины (например, кратковременного порыва воздуха) крыло изогнулось вверх (фиг. 194,*а*). Тогда от действия упругой силы $P_{\text{упр}}$, проходящей через ц. ж., крыло с ускорением будет возвращаться к нейтральному положению. Ввиду того что ц. т. крыла расположен сзади его ц. ж., оно закрутится моментом инерционной силы $P_{\text{инерц}}$ на отрицательный угол атаки $\Delta\alpha_{\text{упр}}$.

Соответственно этому углу возникает дополнительная аэродинамическая погонная по длине крыла возбуждающая сила

$$\Delta Y_{\text{возб}} = c_y^{\alpha} \Delta\alpha_{\text{упр}} bq \cos\chi, \qquad (212)$$

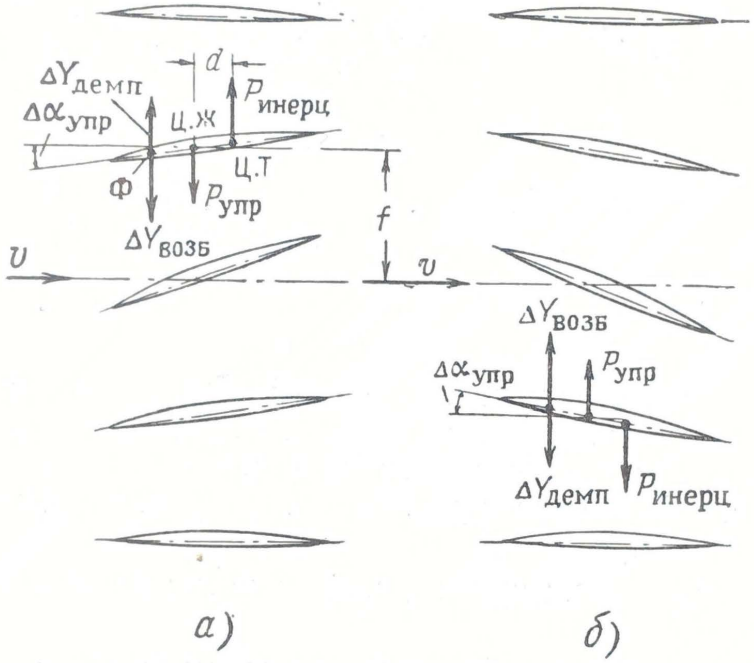
а соответственно вертикальной скорости крыла $\frac{\partial f}{\partial t}$ появится дополнительная аэродинамическая погонная демпфирующая сила

$$\Delta Y_{\text{демп}} = c_y^{\alpha} \frac{\partial f}{\partial t} \frac{bq}{v} \cos \chi, \qquad (213)$$

где v и q — скорость и ей соответствующий скоростной напор;
b — хорда крыла в сечении по потоку.

Аэродинамическими силами, вызванными угловой скоростью $\frac{\partial \Delta \alpha_{\text{упр}}}{\partial t}$, пренебрегаем.

Дополнительные аэродинамические силы, приложенные в фокусе крыла, могут увеличить амплитуды изгиба и кручения, вызывая

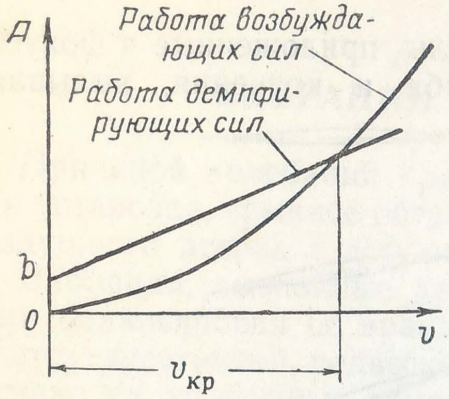


Фиг. 194.

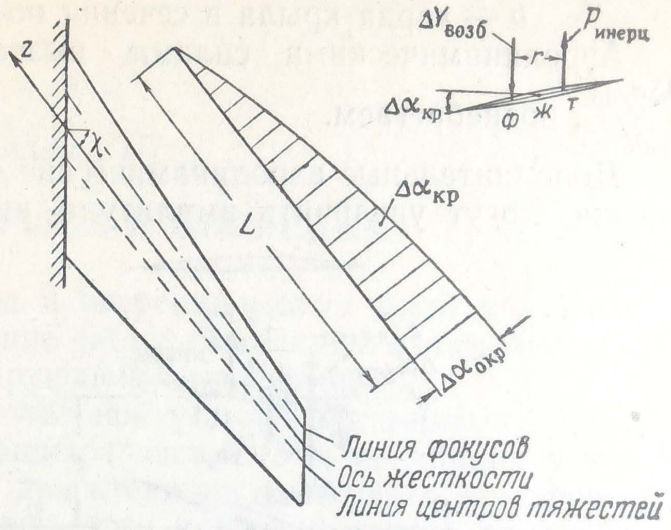
сдвиг фаз между прогибом и круткой. Это обстоятельство может привести к усилению колебаний. Имея запас кинетической энергии, крыло по инерции пройдет нейтральное положение. При этом упругие и инерционные силы изменят свое направление и крыло начнет раскручиваться в противоположную сторону. При движении крыла из нижнего положения (фиг. 194,*б*) вверх под действием упругих сил оно будет закручено на положительный угол атаки $\Delta\alpha_{\text{упр}}$. При этом опять появятся дополнительные аэродинамические силы, которые могут усилить колебания.

Выше были рассмотрены изгибно-крутильные колебания крыла, вызванные импульсом изгиба. Однако следует отметить, что такие же колебания получаются при возмущении крыла импульсом кручения. Таким образом, совместные изгибно-крутильные колебания крыла обусловливаются в основном несовпадением его ц. т. с ц. ж. и получаются независимо от характера возмущения.

На фиг. 195 даны графики работ A сил $\Delta Y_{возб}$ и $\Delta Y_{демп}$, построенные согласно формулам (212) и (213) в функции скорости. Отрезок ob соответствует работе демпфирующих сил конструкции. Так как возбуждающие силы пропорциональны квадрату скорости полета, а демпфирующие — ее первой степени, то при некоторой скорости полета, называемой критической скоростью флаттера $v_{кр}$, работы возбуждающих и демпфирующих сил окажутся равными и колебания получатся с постоянной амплитудой. При скорости $v<v_{кр}$ колебания затухают, а при $v>v_{кр}$ усиливаются. Для безопасности полета необходимо, чтобы $v_{кр}$ было больше максимально возможной скорости полета. Величина критической скорости регламентируется нормами прочности.



Фиг. 195.



Фиг. 196.

Вопросу определения критической скорости посвящена специальная литература *.

Мы приведем здесь приближенную оценку критической скорости, схематизируя крыло в виде консольной балки, погонная масса которой сосредоточена на линии центров тяжестей (фиг. 196). Задача определения критической скорости является задачей устойчивости. Для выявления $v_{кр}$ дадим крылу импульс кручения с углом крутки $\Delta\alpha_{кр}$, изменение которого по длине крыла можно принять по закону косинуса

$$\Delta\alpha_{кр}=\Delta\alpha_{0кр}\cos\frac{\pi\bar{z}}{2},$$

где $\Delta\alpha_{0кр}$ — наибольший угол кручения;

$\bar{z}=\frac{z}{L}$ — относительная координата.

Если скорость полета будет меньше критической, то углы крутки станут уменьшаться и возникнут затухающие колебания. При скорости полета больше критической углы кручения будут увеличивать-

* Е. П. Гроссман, Курс вибраций частей самолета, Оборонгиз, 1940.

ся и появятся колебания с возрастающей амплитудой. В том случае, когда скорость полета окажется равной критической, наибольшие значения углов крутки останутся без изменения. Этим условием безразличного равновесия и можно воспользоваться для определения $v_{кр}$. Следовательно, при $v=v_{кр}$ аэродинамические возбуждающие силы $\Delta Y_{возб}$ и сила инерции $P_{инерц}$ должны быть равны друг другу.

Таким образом, наибольший угол крутки, обусловленный крутящим моментом

$$\mathfrak{M}=L\int_0^{\bar{z}} r\Delta Y_{возб}\,d\bar{z},$$

где r — расстояние между фокусом и центром тяжести крыла (фиг. 196), должен равняться углу крутки $\Delta\alpha_{0кр}$, т. е.

$$L\int_0^1 \frac{\mathfrak{M}}{GI_{кр}}\,d\bar{z}=\Delta\alpha_{0кр}. \tag{214}$$

Подставляя в выражение для $\mathfrak{M}$ значение $\Delta Y_{возб}$ из уравнения (212) и учитывая, что в сечении по потоку угол

$$\Delta\alpha_{упр}=\Delta\alpha_{кр}\cos\chi,$$

найдем из уравнения (214) критическую скорость флаттера

$$\left.\begin{aligned} v_{кр}&=\sqrt{\frac{2}{k\rho\cos\chi}},\\ \text{где}\quad k&=(L\cos\chi)^2\int_0^1\frac{\int_0^{\bar{z}} c_y^{\alpha}\,b^2\bar{r}\cos\frac{\pi\bar{z}}{2}\,d\bar{z}}{GI_{кр}}\,d\bar{z},\\ \bar{r}&=\frac{r}{b\cos\chi}. \end{aligned}\right\} \tag{215}$$

Для крыла с постоянными значениями b, r, c_y^{α} и $GI_{кр}$, получим из выражений (215):

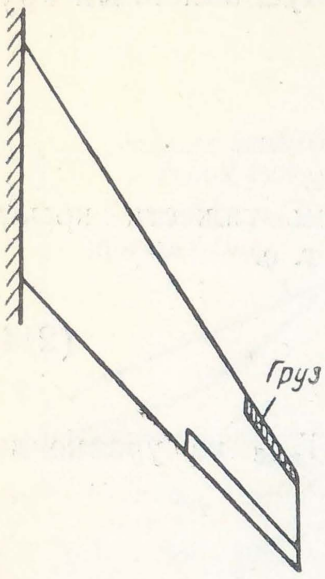
$$v_{кр}=\frac{\pi}{S}\sqrt{\frac{2GI_{кр}}{\bar{r}c_y^{\alpha}\rho\cos\chi}}, \tag{216}$$

где S — площадь двух консолей крыла.

Критическую скорость флаттера $v_{кр}$ обычно определяют интегрированием двух совместных дифференциальных уравнений изгиба и кручения крыла (см. фиг. 194). Если находить таким образом $v_{кр}$, схематизируя крыло в виде упругой невесомой балки, на конце которой колеблется крыло эквивалентной площади и массы, то получающийся результат совпадает с формулой (216).

Из формулы (216) находим, что критическая скорость флаттера обратно пропорциональна площади крыла и прямо пропорциональна корню из жесткости его на кручение. От жесткости изгиба $v_{кр}$ не зависит. С увеличением высоты полета критическая скорость растет.

Влияние числа М на критическую скорость определяется значением c_y^{α} и расстоянием $\bar{r}$ между фокусом и центром тяжести. При сверхзвуковых скоростях полета (см. фиг. 12) $v_{кр}$ будет расти с увеличением числа М.



Фиг. 197.

Так как критическая скорость обратно пропорциональна корню из $\bar{r}$, то следует уменьшать расстояние между фокусом и центром тяжести. Перемещение центра жесткости никакого влияния на $v_{кр}$ не оказывает. Поэтому для увеличения критической скорости в носок крыла часто закладывают груз (фиг. 197), перемещающий центр тяжести к фокусу. При совмещении фокуса с центром тяжести $v_{кр}$ обращается в бесконечность.

Критическая скорость флаттера крыльев малых удлинений увеличивается ввиду малого значения c_y^{α}.

Пример. Определим критическую скорость флаттера крыла истребителя по данным, приведенным на стр. 159, при значении площади крыла $S=23$ $м^2$ и $\bar{r}=0{,}18$.

По формуле (216) находим

$$v_{кр}=\frac{\pi}{23}\sqrt{\frac{2\cdot 2{,}7\cdot 10^5\cdot 8}{3{,}5\cdot 0{,}18\cdot 0{,}707}}=426\ м/сек=1530\ км/час.$$

ИЗГИБНО-ЭЛЕРОННЫЙ ФЛАТТЕР КРЫЛА И ФЛАТТЕР ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

Рассмотрим влияние элеронов на флаттер крыла. Так как отклонение элерона эквивалентно изменению угла атаки крыла, то оно аналогично кручению крыла. Следовательно, если даже крыло будет абсолютно жестким на кручение, то комбинация изгиба крыла и отклонения элерона может явиться причиной колебаний. Самопроизвольное отклонение элеронов возникает вследствие люфтов и деформации проводки управления, а также при асимметричном изгибе крыла — при свободной ручке (штурвала) (фиг. 198,*а*).

Рассмотрим возникновение изгибно-элеронного флаттера.

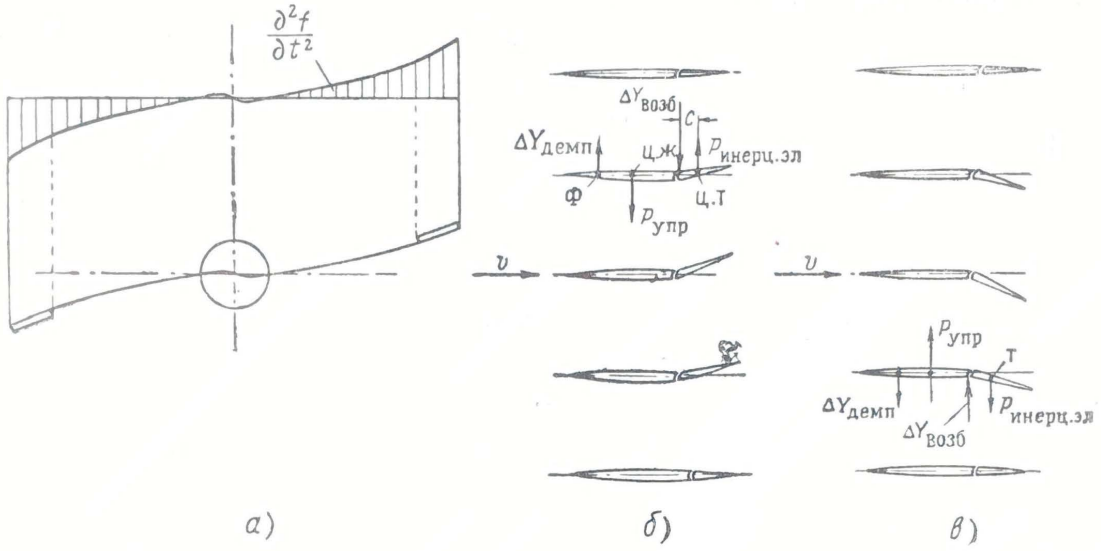
Пусть крыло после возмущающего импульса под влиянием упругих сил возвращается с ускорением к своему нейтральному положению (фиг. 198,*б* и *в*). Тогда элерон под действием шарнирного момента его инерционных сил

$$M_{ш}=P_{инерц.\ эл}c \qquad (217)$$

отклонится в сторону, противоположную движению крыла. В результате отклонения элерона возникает дополнительная аэродинамическая возбуждающая сила крыла

$$\Delta Y_{\text{возб}} = c_y^{\alpha} \Delta\alpha_{\text{эф}} Sq, \tag{218}$$

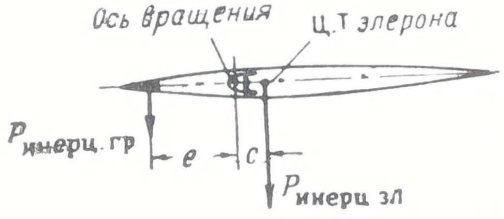
а вследствие вертикальной скорости движения крыла появится дополнительная аэродинамическая демпфирующая сила, определяемая формулой (213). В формулах (217) и (218) c — расстояние от ц. т. элерона до оси его вращения (фиг. 198,*б*), $\Delta\alpha_{\text{эф}}$ — эффективный угол атаки крыла, обусловленный отклонением элерона.



Фиг. 198.

Так как работы сил $\Delta Y_{\text{возб}}$ и $\Delta Y_{\text{демп}}$ различно меняются по скорости (см. фиг. 195), то при некоторой скорости полета они станут одинаковыми. Это и есть критическая скорость изгибно-элеронного флаттера крыла.

Для того чтобы предотвратить возникновение изгибно-элеронного флаттера, необходимо устранить инерционный шарнирный



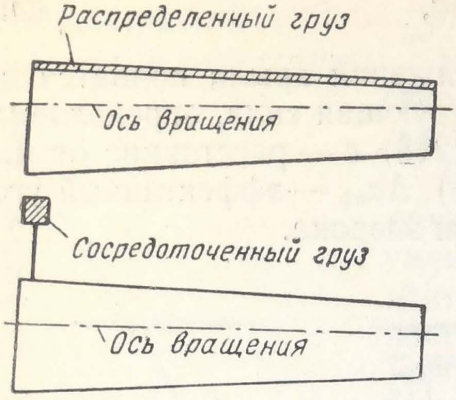
Фиг. 199.

момент элерона (см. формулу 217). Для этого в носок элерона (фиг. 199) закладывают груз, обеспечивающий динамическую балансировку элерона

$$P_{\text{инерц. гр}} e = P_{\text{инерц.эл}} c,$$

где e — расстояние от ц.т. груза до оси вращения элерона (фиг. 199).

Так как ускорения $\frac{\partial^2 f}{\partial t^2}$ по длине элерона меняются (см. фиг. 198,*а*), то желательно балансирующий груз размещать на внешнем конце элерона. Однако, учитывая возможную крутку элерона, стремятся распределить балансирующий груз по всему размаху элерона (фиг. 200). В таком случае динамическая балансировка окажется равной статической



Фиг. 200.

$$G_{гр}e = G_{эл}c,$$

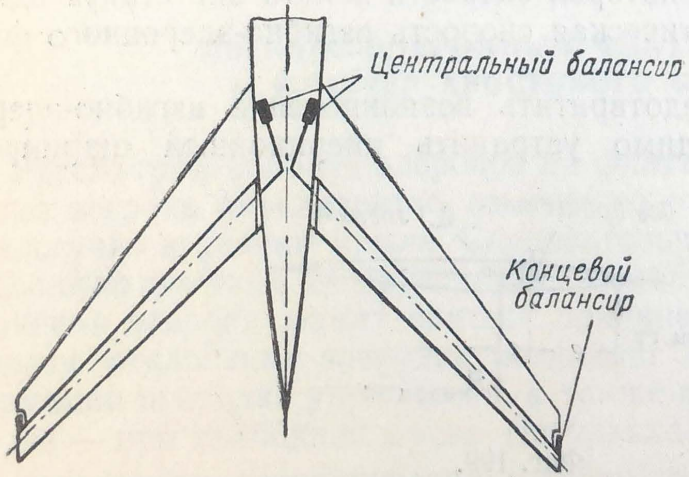
где $G_{гр}$ и $G_{эл}$ — вес груза и элерона.

При балансировке элерона сосредоточенными грузами на внутреннем его конце статическая балансировка может оказаться недостаточной.

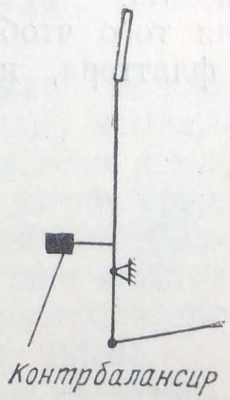
Флаттер хвостового оперения

Колебания хвостового оперения происходят в сочетании с изгибом и кручением фюзеляжа. По аналогии с изгибно-элеронным флаттером крыла флаттер хвостового оперения получается изгибно-рулевым или крутильно-рулевым, т. е. когда изгиб и кручение фюзеляжа сопровождаются отклонением рулей.

Флаттер хвостового оперения обычно устраняется весовой балансировкой рулей. Для экономии веса рули часто балансируются сосредоточенными грузами. Вследствие изгиба и стреловидности стабилизатора, а также кручения фюзеляжа, изгиба и стреловидности киля, возникают переменные ускорения по размаху рулей. Ввиду



Фиг. 201.



Фиг. 202.

этого стопроцентная статическая балансировка, сосредоточенными грузами, оказывается недостаточной. Поэтому при стреловидном горизонтальном оперении, кроме внутреннего центрально-расположенного балансира, ставят дополнительно внешние на концах руля высоты (фиг. 201) и проводят некоторую статическую перебаланси-

ровку рулей. Однако перебалансировка руля высоты отрицательно сказывается на характеристиках управляемости самолета. Чтобы устранить этот дефект перебалансировки, применяют контрбалансиры, устанавливаемые обычно впереди оси вращения ручки (фиг. 202). Так как контрбалансир расположен вдали от оперения, то он не участвует в его колебаниях. Эффект на маневре получается достаточным, ибо перегрузка в кабине и у оперения примерно одинаковая.

Глава IX

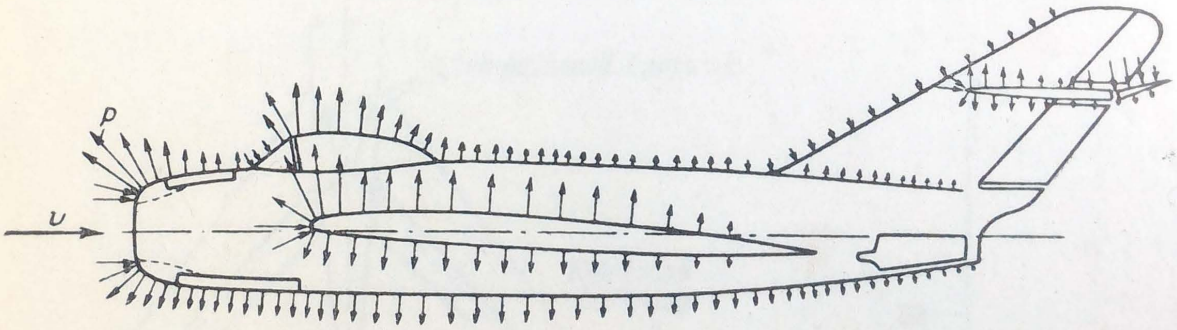
ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж является базой-опорой для многих частей самолета: крыла, оперения, шасси и силовой установки. Кроме того, в нем размещается экипаж, топливо, вооружение, двигатели, оборудование и другие грузы.

На истребителях габариты фюзеляжа определяются часто размерами двигателя, кабин или вооружения. На бомбардировщиках габариты определяются размерами грузовых отсеков и кабин для экипажа. Для фюзеляжей скоростных самолетов характерным является круговая форма поперечных сечений.

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ФЮЗЕЛЯЖ

Основными нагрузками, действующими на фюзеляж как в полете, так и при посадке и взлете, являются силы, приходящие на него от прикрепленных к нему частей самолета (крыльев, оперения, шасси, силовой установки). Кроме того, фюзеляж нагружается силами от масс грузов и агрегатов, расположенных внутри него, и от массы



Фиг. 203.

собственной конструкции. Перечисленные нагрузки по характеру действия могут нагружать конструкцию симметрично относительно вертикальной плоскости или быть асимметричными. Примерами симметричного нагружения фюзеляжа являются нагрузки, возникающие в криволинейном полете в плоскости симметрии самолета, а также при посадке с одинаковым нагружением главных колес шасси. Несимметричное нагружение фюзеляжа получается от нагрузки вертикального оперения, при посадке самолета со сносом, при

скольжении самолета на крыло, от горизонтального оперения при несимметричном его нагружении и др.

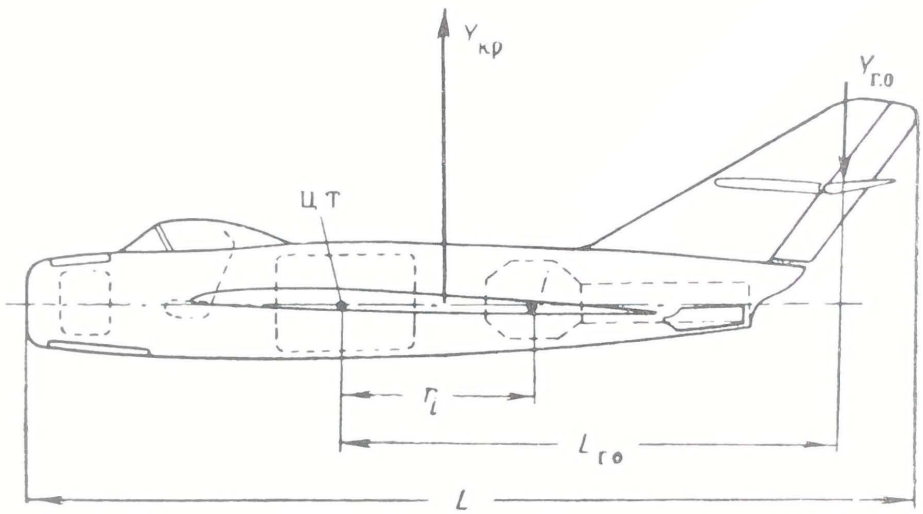
Фюзеляж также нагружается поверхностными аэродинамическими силами p разрежения и давления, которые по величине в отдельных местах (фиг. 203) — фонарь, носовая часть и др. — могут доходить до 7000 *кг/м²*. Эти значительные силы оказывают большое влияние на местную прочность фюзеляжа, не влияя на работу всей силовой схемы.

Внешние нагрузки по величине, направлению и распределению определяют по нормам прочности, которые требуют обеспечения прочности на различные полетные и посадочные расчетные случаи.

Рассмотрим отдельно нагрузки, действующие в плоскости симметрии самолета и перпендикулярные к ней.

Нагрузки, действующие в плоскости симметрии

В криволинейном полете на самолет действуют подъемная сила крыла $Y_{кр}$ и горизонтального оперения $Y_{г.\,о}$ (фиг. 204).



Фиг. 204.

Подъемная сила крыла определяется коэффициентом перегрузки n, который задается в том или ином расчетном случае нормами прочности:

$$Y_{кр} = nG.$$

Подъемная сила горизонтального оперения

$$Y_{г.\,о} = Y_{уравн} \pm \Delta Y.$$

Подъемная сила самолета

$$Y = Y_{кр} \pm Y_{г.\,о}$$

создает поступательное ускорение, одинаковое для всех составляющих его масс. Этому ускорению соответствует перегрузка, равная

$$\frac{Y_{кр} \pm Y_{г.\,о}}{G}.$$

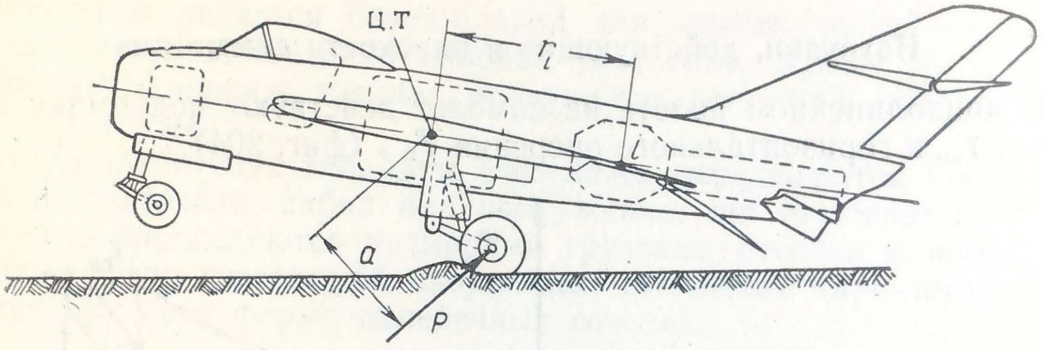
Сила ΔY создает еще и угловое ускорение самолета

$$\varepsilon_z = \frac{\Delta Y L_{\text{г. о}}}{I_z}, \tag{219}$$

где $I_z = \frac{G}{g} i_z^2$ — массовый момент инерции самолета относительно оси z;

i_z — радиус инерции самолета относительно оси z, приближенное значение которого может быть принято равным $0{,}16L$;

L — длина самолета.



Фиг. 205.

Соответственно ускорению ε_z в любой точке i самолета (фиг. 204) возникает дополнительная перегрузка

$$\frac{\varepsilon_z}{g} r_i,$$

перпендикулярная радиусу r_i. Полная перегрузка массы i определяется геометрической суммой обеих перегрузок.

В рассматриваемом случае можно с некоторым приближением полную перегрузку определять алгебраической суммой

$$n_i = \frac{Y_{\text{кр}} \pm Y_{\text{г. о}}}{G} \pm \frac{\varepsilon_z}{g} r_i. \tag{220}$$

При посадке на самолет действует сила реакции земли P (фиг. 205) *. Сила P создает в своем направлении поступательное ускорение самолета, которому соответствует перегрузка в любой точке i, равная

$$\frac{P}{G}.$$

---

* Для простоты рассуждений пренебрегаем здесь аэродинамическими силами самолета.

От момента Pa получается угловое ускорение $\varepsilon_z = \frac{Pa}{I_z}$, создающее в точке i дополнительную перегрузку

$$\frac{\varepsilon_z}{g} r_i,$$

перпендикулярную радиусу r_i. Полная перегрузка массы i определится геометрической суммой обеих перегрузок.

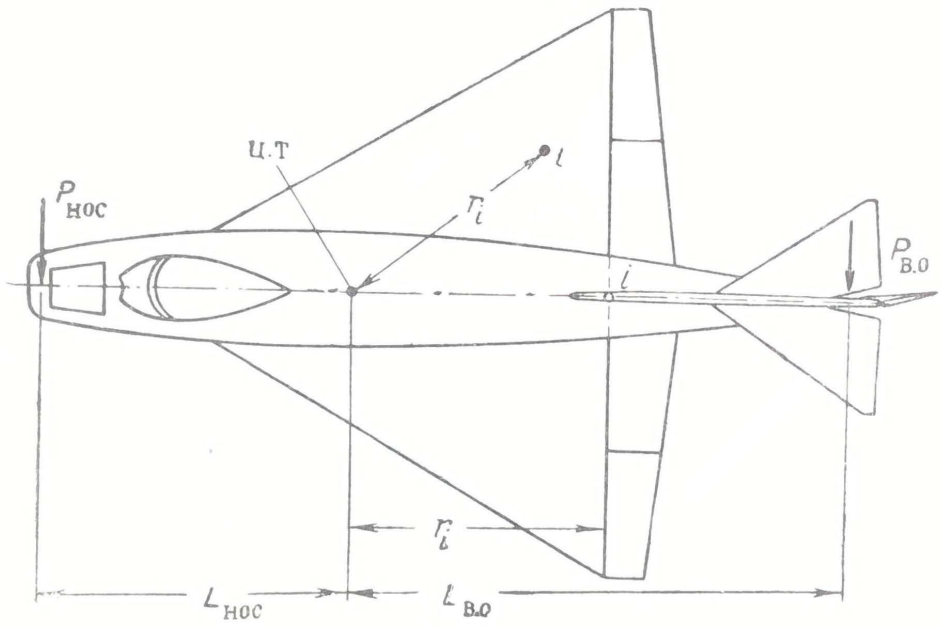
Нагрузки, перпендикулярные плоскости симметрии

Рассмотрим для примера нормированный случай нагружения вертикального оперения, соответствующий скольжению самолета (фиг. 206). В этом случае на самолет действует сила вертикального оперения

$$P_{\text{в. о}} = P_{\text{уравн}} + \Delta P$$

и аэродинамическая сила носовой части фюзеляжа *

$$P_{\text{нос}} = P_{\text{уравн}} \frac{L_{\text{в. о}}}{L_{\text{нос}}}.$$



Фиг. 206.

Суммарная сила, действующая на самолет,

$$P = P_{\text{уравн}} + \Delta P + P_{\text{нос}}$$

создает в своем направлении поступательное ускорение, одинаковое для всех масс самолета. Этому ускорению соответствует перегрузка, равная

$$\frac{P}{G}.$$

* Прочие аэродинамические силы здесь не учитываются.

Сила ΔP создает также и угловое ускорение

$$\varepsilon_y = \frac{\Delta P L_{в.о}}{I_y},$$

где $I_y = \frac{G}{g} i_y^2$ — массовый момент инерции самолета относительно оси y;

i_y — радиус инерции самолета относительно оси y.

От ускорения ε_y в любой точке i самолета получается дополнительная перегрузка

$$\frac{\varepsilon_y}{g} r_i,$$

перпендикулярная радиусу r_i. Полная перегрузка в точке i определится геометрической суммой указанных перегрузок. Применительно к массам, находящимся в фюзеляже, можно перегрузку вычислять алгебраическим суммированием

$$n_i = \frac{P_{уравн} + \Delta P + P_{нос}}{G} \pm \frac{\varepsilon_y}{g} r_i.$$

Пример. Определим массовую силу кормовой установки бомбардировщика в случае A'.

Дано:

Вес самолета . . . . . $G = 20\,000$ *кг*

Вес кормовой установки . . . . . $G_{уст} = 1000$ *кг*

Длина самолета . . . . . $L = 20$ *м*

Плечо оперения . . . . . $L_{г.о} = 10$ *м*

Расстояние кормовой установки от центра тяжести самолета . . . . . $r_i = 10$ *м*

Расчетная перегрузка . . . . . $n_{A'} = 7$

Нагрузка оперения . . . . . $Y_{уравн} = -10\,000$ *кг*

$\Delta Y = 5000$ *кг*

Решение:

Определим угловое ускорение самолета по формуле (219)

$$\varepsilon_z = \frac{5000 \cdot 10}{\frac{20\,000}{10}(0{,}16 \cdot 20)^2} = 2{,}5 \frac{1}{\text{сек.}^2}.$$

Находим перегрузку кормовой установки по формуле (220)

$$n_i = \frac{7 \cdot 20\,000 - 10\,000 + 5000}{20\,000} + \frac{2{,}5}{10} 10 = 9{,}25.$$

Вычисляем массовую силу кормовой установки

$$P_i = 9{,}25 \cdot 1000 = 9250 \text{ кг}.$$

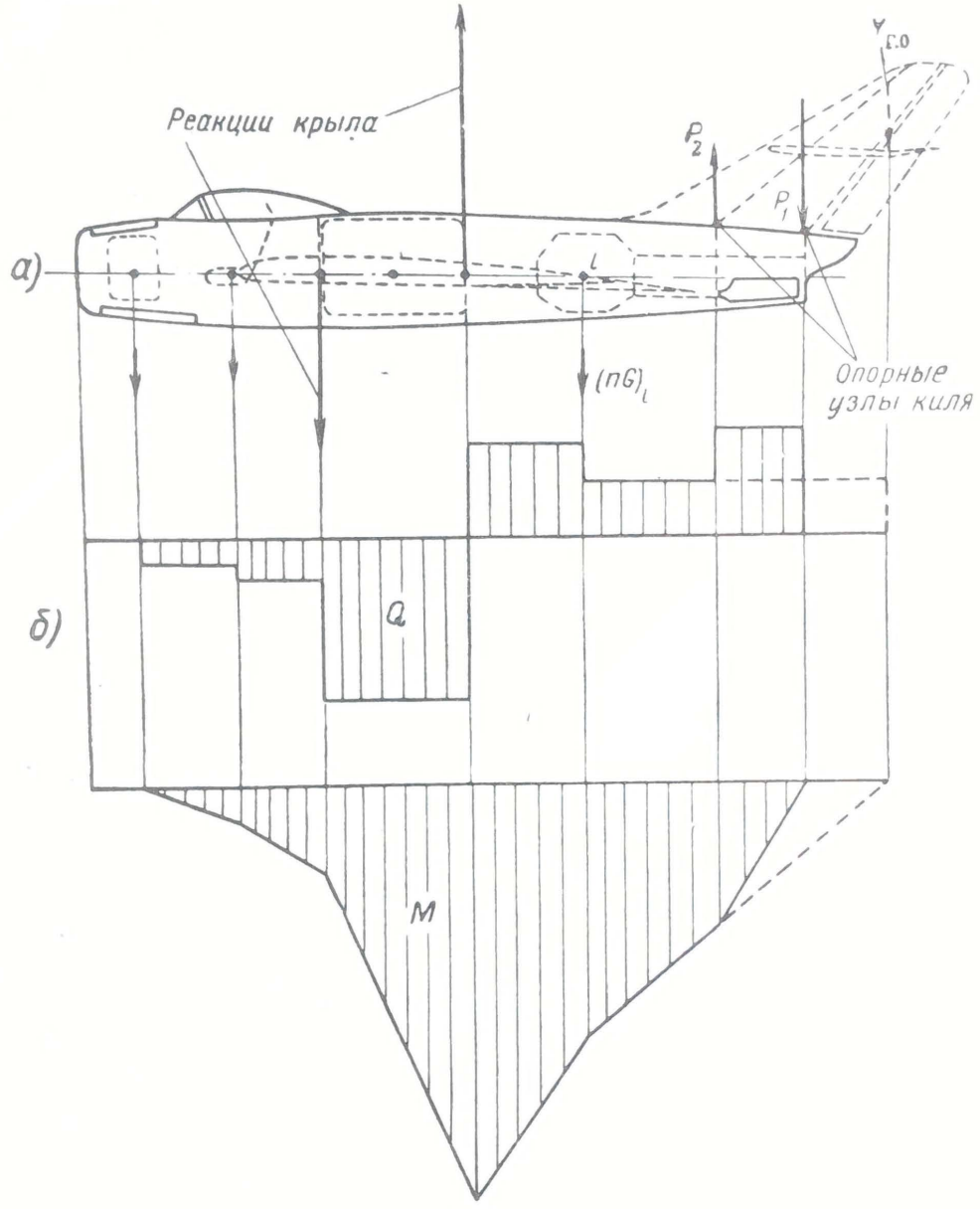
Построение эпюр нагрузок

По перегрузкам n_i определяем массовые силы P_i отдельных грузов и агрегатов, расположенных в фюзеляже:

$$P_i = n_i G_i,$$

где G_i — вес груза i.

Массовые силы конструкции самого фюзеляжа относительно малы и в расчете их часто присоединяют к сосредоточенным силам. Фюзеляж можно рассматривать по схеме двухопорной балки (фиг. 207,*а*), нагруженной сосредоточенными силами от оперения P_1 и P_2, агрегатов и др. За опоры фюзеляжа принимаем передние и

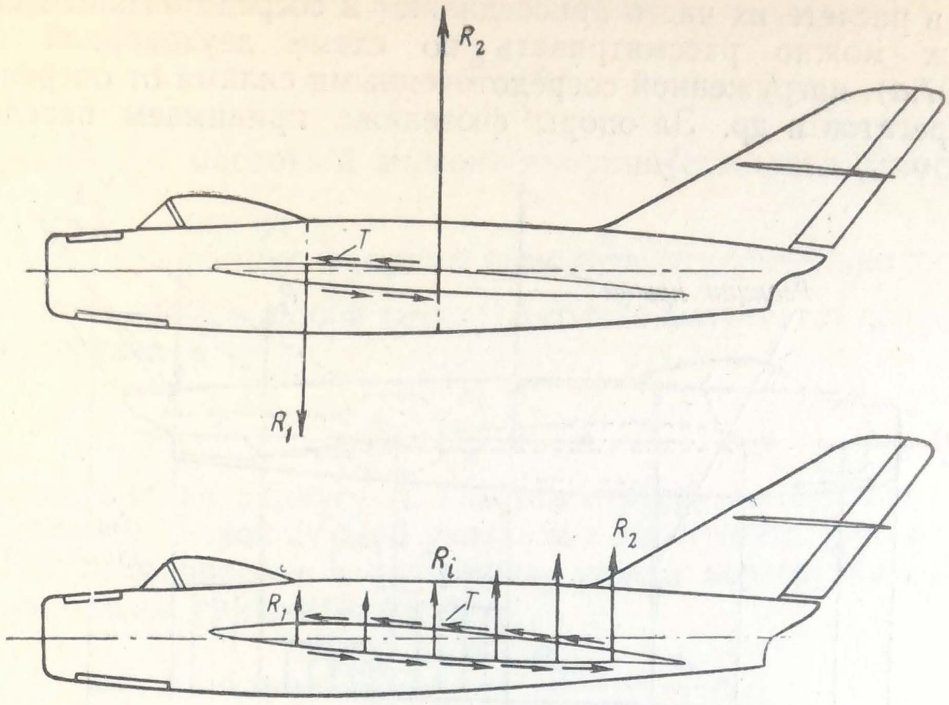


Фиг. 207.

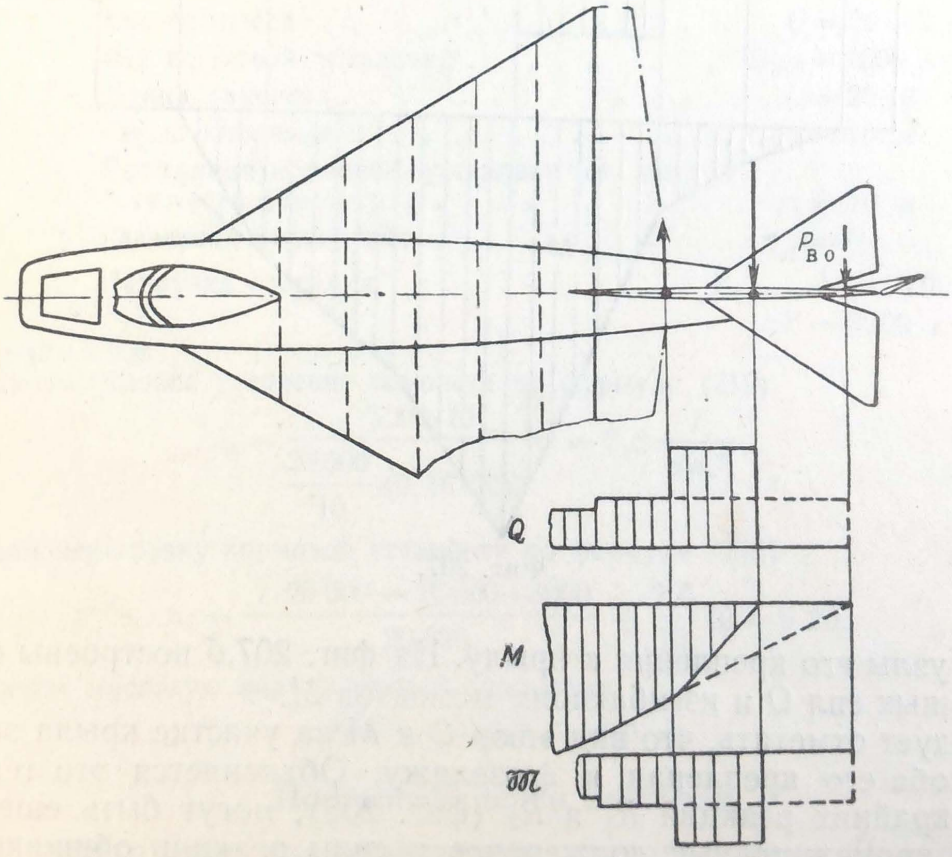
задние узлы его крепления к крылу. На фиг. 207,*б* построены эпюры поперечных сил Q и изгибающих моментов M.

Следует отметить, что вид эпюр Q и M на участке крыла зависит от способа его крепления к фюзеляжу. Объясняется это тем, что, кроме крайних реакций R_1 и R_2 (фиг. 208), могут быть еще реакции R_i промежуточных лонжеронов и силы реакции обшивки крыла T в случае его контурного крепления.

На фиг. 209 показаны эпюры Q, M и $\mathfrak{M}$ хвостовой части фюзеляжа только от нагрузки вертикального оперения $P_{в.\,о}$.



Фиг. 208.



Фиг. 209.

Эпюры нагрузок строят для ряда расчетных нормированных случаев, чтобы выбрать наиболее тяжелые нагрузки. Обычно по изгибу фюзеляжа наиболее опасным является случай A' без учета маневренной нагрузки горизонтального оперения. Объясняется это тем, что силы $Y_{уравн}$ и ΔY действуют во взаимно противоположные стороны. По кручению расчетным случаем обычно является действие маневренной нагрузки на вертикальное оперение.

ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЕ ВОСПРИНЯТИЕ НАГРУЗОК ЭЛЕМЕНТАМИ КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА

Фюзеляж современного самолета с точки зрения строительной механики представляет собой тонкостенную оболочку, нагруженную в основном сосредоточенными силами. Под действием этих сил фюзеляж аналогично крылу работает на изгиб и кручение. Эта аналогия приводит к сходству в устройстве их конструкций и к одинаковому назначению основных силовых элементов.

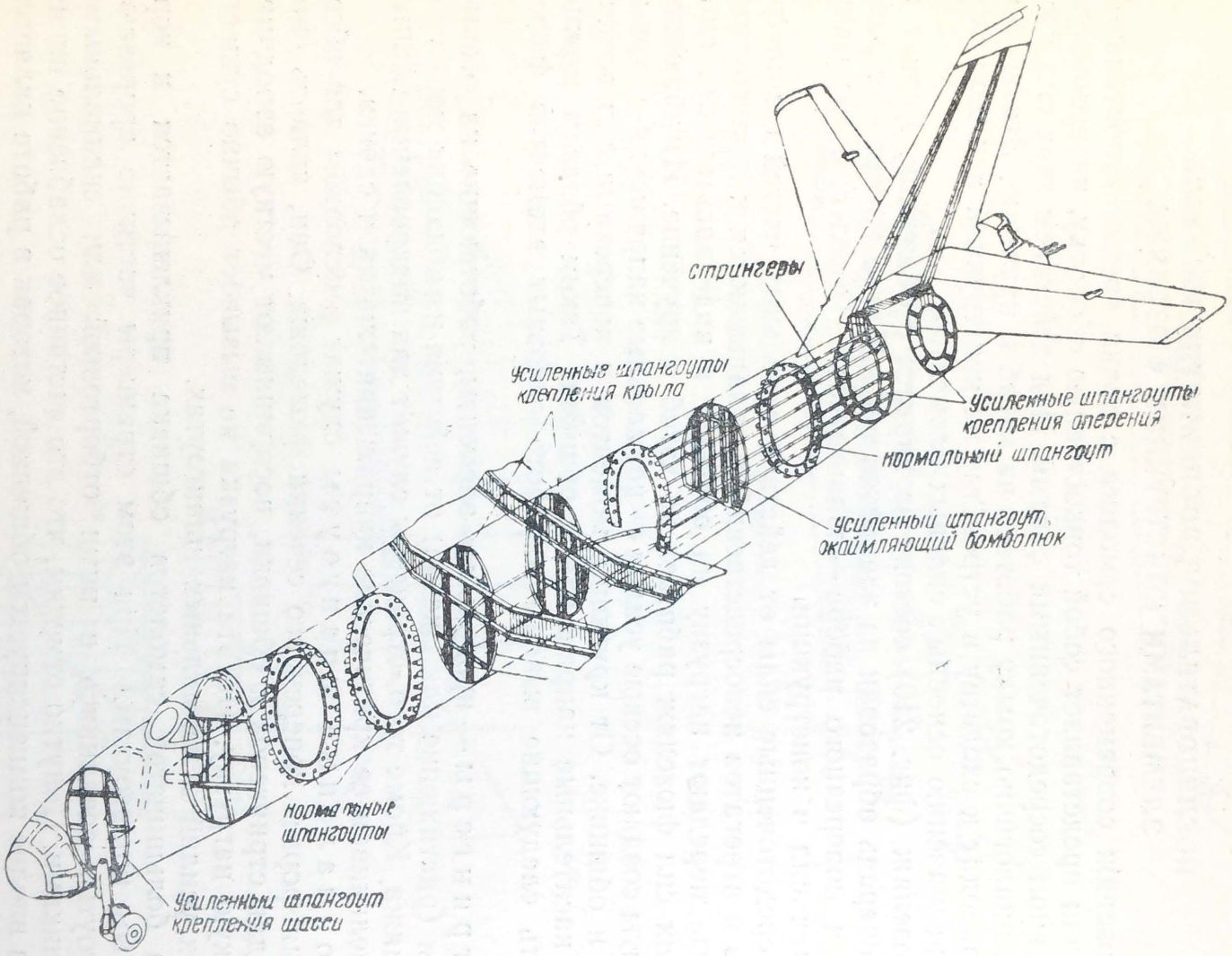
Фюзеляж (фиг. 210) состоит из каркаса с обшивкой. Каркас в свою очередь образован из элементов продольного набора — стрингеров и поперечного набора — шпангоутов. Проследим передачу внешних сил в конструкции.

Сосредоточенные силы от действия отдельных частей самолета, грузов и агрегатов непосредственно прикладываются к шпангоутам, которые передают нагрузку на обшивку в виде касательных сил. От этих сил фюзеляж работает на изгиб и кручение. Изгибающие моменты создают осевые усилия — нормальные напряжения в стрингерах и обшивке. От крутящих моментов и поперечных сил возникают касательные напряжения в обшивке. Таким образом можно сделать следующие выводы о работе основных элементов фюзеляжа.

Стрингеры — продольные элементы, работающие на осевые усилия (растяжение или сжатие) от действия изгибающих моментов фюзеляжа. Кроме того, стрингеры служат для подкрепления обшивки, увеличивая ее критические напряжения сжатия и сдвига.

Нормальные шпангоуты служат в основном для обеспечения формы поперечного сечения фюзеляжа. Они, являясь опорами для стрингеров и обшивки, воспринимают местную аэродинамическую нагрузку. Но эта нагрузка не вызывает обычно существенных усилий в нормальных шпангоутах.

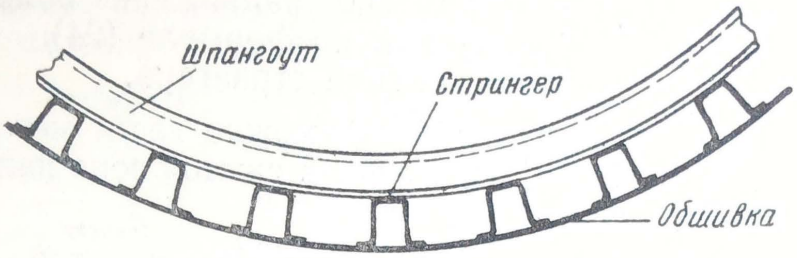
На большинстве самолетов обшивка приклепывается к нормальным шпангоутам. При этом стрингеры частично прорезают шпангоуты, соединяясь с ними отбортовкой или специальными угольниками. Попутно отметим, что это частичное ослабление шпангоутов вполне компенсируется обшивкой, которая в работе является частью шпангоутов. На некоторых машинах нормальные шпангоуты приклепываются лишь к стрингерам (фиг. 211). Это упрощает технологию сборки конструкции, уменьшает количество заклепочных швов обшивки, что в меньшей степени нарушает аэродинамические формы фюзеляжа. При такой конструкции нормальные шпангоуты вполне выполняют свои функции опоры для стрингеров.


стрингеры
усиленные шпангоуты крепления крыла
усиленные шпангоуты крепления оперений
нормальный шпангоут
усиленный шпангоут, окаймляющий бомболюк
нормальные шпангоуты
усиленный шпангоут крепления шасси

Фиг. 210.

Усиленные шпангоуты передают местные сосредоточенные силы на обшивку. Поэтому они обязательно должны быть соединены с обшивкой.

Обшивка придает фюзеляжу обтекаемую форму, работая на нормальные и касательные напряжения от изгиба и кручения фюзеляжа.



Фиг. 211.

Фюзеляж по длине имеет значительное количество больших вырезов для подхода к оборудованию и грузам, под бомбовые отсеки, кабины, вооружение, шасси и т. д. В районе выреза отсутствуют стрингеры и обшивка, что ослабляет конструкцию. Для компенсации этого ослабления вырезы имеют по концам усиленные шпангоуты, а в продольном направлении — усиленные стрингеры или бимсы. Усиленные стрингеры по длине фюзеляжа продлеваются на некоторое расстояние за пределы выреза, чтобы они могли полностью включиться в работу.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕНИЙ И ДЕФОРМАЦИЙ ФЮЗЕЛЯЖА

Расчет фюзеляжа в большой степени напоминает расчет крыла, поэтому многие вопросы нами будут излагаться без особых пояснений.

Весь расчет сводится к определению нормальных напряжений в стрингерах от действия изгибающего момента M и касательных напряжений в обшивке от действия поперечной силы Q и крутящего момента $\mathfrak{M}$. Сравнение этих напряжений с разрушающими дает возможность судить о прочности конструкции. Разрушение фюзеляжа может произойти от разрушения стрингеров и обшивки в растянутой и сжатой зонах или от разрушения обшивки от сдвига. Поэтому в дальнейшем будем определять напряжения лишь в этих элементах.

Нормальные напряжения в стрингерах можно определять по формуле (фиг. 212)

$$\sigma = \frac{M}{I} y, \tag{221}$$

где $I = \Sigma (f_{стр} + \varphi_{об} \delta_{об} b) y^2$ — момент инерции редуцированного сечения фюзеляжа;

y — расстояние от нейтральной оси редуцированного сечения до любого стрингера;

$f_{стр}$ — площадь сечения стрингера;

b — расстояние между стрингерами;

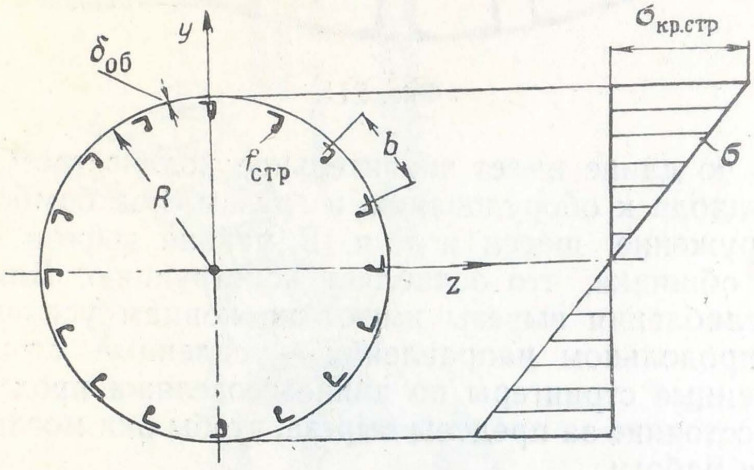
$\delta_{об}$ — толщина обшивки фюзеляжа;

$\varphi_{об}=\sqrt{\frac{\sigma_{кр.\,об}}{\sigma}}$ — редукционный коэффициент обшивки сжатой зоны фюзеляжа;

$\sigma_{кр.\,об}$ — критическое напряжение обшивки, определяемое по формуле (24);

σ — напряжение стрингера.

Определение σ по формуле (221) можно вести методом последовательных приближений. Задаваясь в сжатой зоне напряжениями



Фиг. 212.

стрингеров σ, подсчитываем $\varphi_{об}$, затем I и, наконец, по формуле (221) σ. По полученным σ уточняем $\varphi_{об}$, I и по формуле (221) σ и т. д. Расчет следует продолжать до тех пор, пока σ двух приближений не будут одинаковыми.

Расчет можно ускорить, если для определения $\varphi_{об}$ первого приближения задаться линейным законом напряжений по высоте сечения фюзеляжа при $\sigma_{max}=\sigma_{кр.\,стр}$ (фиг. 212).

Приближенную формулу для σ можно получить, если равномерно распределенные стрингеры присоединить к обшивке. В таком случае получится оболочка приведенной толщины

$$\delta=\varphi_{об}\delta_{об}+\frac{f_{стр}}{b}. \qquad (222)$$

Принимая приведенную толщину постоянной, получим момент инерции сечения круглого фюзеляжа

$$I=\pi R^3\delta \qquad (223)$$

и по формуле (221) при $y=R$ наибольшие нормальные напряжения

$$\sigma_{max}=\frac{M}{\pi R^2\delta}. \qquad (224)$$

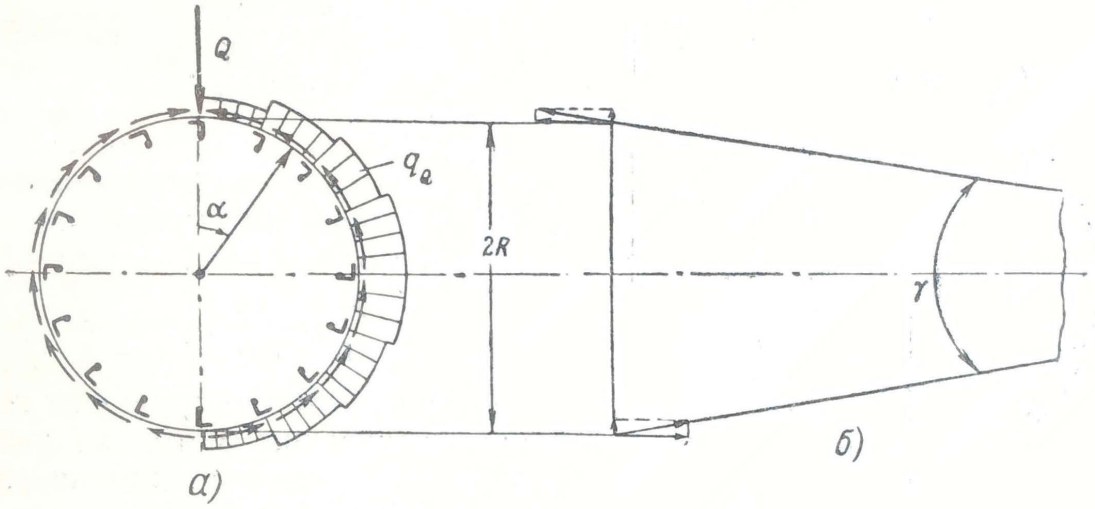
Погонные касательные силы в обшивке при изгибе фюзеляжа определяются, как для замкнутой оболочки, по формуле (фиг. 213,*а*)

$$q_Q = \left(Q - \frac{M}{2R}\gamma\right)\frac{S}{I}, \tag{225}$$

где Q — поперечная сила, действующая в сечении фюзеляжа;

γ — угол конусности фюзеляжа;

$S = \Sigma (f_{стр} + \varphi_{об}\delta_{об} b)\, y$ — статический момент редуцированной части сечения. Слагаемое $\frac{M}{2R}\gamma$ в формуле (225) учитывает, что часть силы Q уравновешивается нормальными напряжениями вследствие конусности фюзеляжа (фиг. 213,*б*).



Фиг. 213.

Приближенную формулу для q_Q можно получить, рассматривая фюзеляж с обшивкой постоянной приведенной толщины δ. Для фюзеляжа кругового сечения статический момент отсеченной части будет

$$S = \delta R^2 \sin\alpha, \tag{226}$$

где α — центральный угол, отсчитываемый от точки сечения, у которой статический момент равен нулю.

Подставляя в формулу (225) значения I и S из уравнений (223) и (226), получим для круглого фюзеляжа

$$q_Q = \frac{Q - \frac{M}{2R}\gamma}{\pi R}\sin\alpha. \tag{227}$$

Наибольшего значения q_Q достигает при $\alpha = \frac{\pi}{2}$.

В том случае, когда фюзеляж еще нагружен крутящим моментом $\mathfrak{M}$, например, при действии нагрузки вертикального опе-

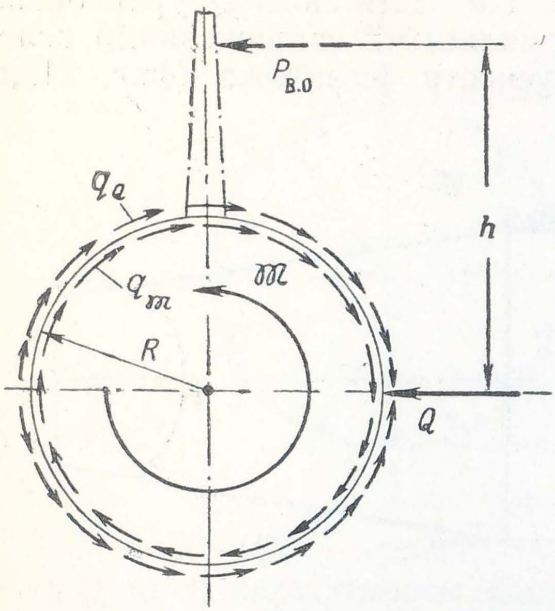
рения $\mathfrak{M}=P_{в.о}h$ (фиг. 214), к силам q_Q необходимо добавить погонные силы от кручения

$$q_{\mathfrak{M}}=\frac{\mathfrak{M}}{2\pi R^2}. \tag{228}$$

Результирующее значение погонной касательной силы q определяется алгебраической суммой

$$q=q_Q+q_{\mathfrak{M}}. \tag{229}$$

Как видно из фиг. 214, на верхнем своде обшивки погонные силы складываются, а на нижнем вычитаются.



Фиг. 214.

Зная погонные касательные силы, можно найти касательные напряжения в обшивке

$$\tau=\frac{q}{\delta_{об}}.$$

Прогибы фюзеляжа определяются интегрированием дифференциального уравнения его изогнутой оси

$$\frac{M}{EI}=\frac{d^2f}{dx^2}.$$

Интегрирование проводят графоаналитическим методом, начиная отсчет от крыла и принимая в этом сечении фюзеляжа

$$\frac{df}{dx}=f=0.$$

Абсолютный угол кручения φ от действия крутящего момента $\mathfrak{M}$ в любом сечении фюзеляжа может быть получен интегрированием кривой относительных углов кручения α:

$$\varphi=\int \alpha\, dx,$$

где

$$\alpha=\frac{\mathfrak{M}}{4\pi^2R^4}\oint\frac{dl}{G\delta_{об}};$$

G — модуль упругости материала обшивки при сдвиге;
dl — элемент длины обшивки вдоль периметра сечения фюзеляжа.

При постоянной вдоль периметра толщине обшивки касательные напряжения будут постоянны, поэтому

$$\alpha=\frac{\mathfrak{M}}{GI_p},$$

где $I_p=2\pi R^3\delta_{об}$ — полярный момент инерции сечения фюзеляжа.

Пример. Определим наибольшие нормальные и касательные напряжения (σ_{max} и τ_{max}) для круглого сечения цилиндрического фюзеляжа.

Дано: Вдоль периметра сечения фюзеляжа радиуса $R=80$ *см* на одинаковом расстоянии друг от друга стоят 40 одинаковых стрингеров. Площадь сечения каждого стрингера $f_{стр}=2{,}5$ *см*^{2}, толщина обшивки фюзеляжа $\delta_{об}=0{,}3$ *см*, модуль упругости материала обшивки и стрингеров $E=7\cdot10^5$ *кг/см*^{2}, критическое напряжение стрингера $\sigma_{кр.стр}=2900$ *кг/см*^{2},

$$Q=30\,000 \text{ кг},$$

$$M=250\,000 \text{ кгм},$$

$$\mathfrak{M}=60\,000 \text{ кгм}.$$

Решение: Наибольшие нормальные напряжения в стрингерах будут получаться в сжатой зоне, которые вычислим по формуле (224). В нашем примере

$$b=\frac{2\pi R}{40}=\frac{2\cdot3{,}14\cdot80}{40}=12{,}5 \text{ см},$$

$$\sigma_{кр.об}=\frac{3{,}6E}{\left(\frac{b}{\delta_{об}}\right)^2}+\frac{0{,}15E}{\frac{R}{\delta_{об}}}=\frac{3{,}6\cdot7\cdot10^5}{\left(\frac{12{,}5}{0{,}3}\right)^2}+\frac{0{,}15\cdot7\cdot10^5}{\frac{80}{0{,}3}}=1450+400=1850 \text{ кг/см}^2,$$

$$\varphi_{об}=\sqrt{\frac{\sigma_{кр.об}}{\sigma_{кр.стр}}}=\sqrt{\frac{1850}{2900}}=0{,}8.$$

$$\delta=\left(\varphi_{об}\delta_{об}+\frac{f_{стр}}{b}\right)=\left(0{,}8\cdot0{,}3+\frac{2{,}5}{12{,}5}\right)=0{,}44 \text{ см}.$$

Следовательно,

$$\sigma_{max}=\frac{M}{\pi R^2\delta}=\frac{25\,000\,000}{3{,}14\cdot80^2\cdot0{,}44}=2820 \text{ кг/см}^2.$$

Фактически $\varphi_{об}=0{,}8$ будет лишь в наиболее удаленной от нейтральной оси обшивке сжатой зоны. Для остальной части обшивки $\varphi_{об}$ будет больше 0,8 и для растянутой зоны $\varphi_{об}=1$. Все это приведет к увеличению I и в конечном счете к некоторому уменьшению σ_{max}.

Наибольшие касательные напряжения в обшивке от действия поперечной силы Q определим по формуле (227) при $\gamma=0$ и $\alpha=\frac{\pi}{2}$:

$$\tau_{Q\,max}=\frac{Q}{\pi R\delta_{об}}=\frac{30\,000}{3{,}14\cdot80\cdot0{,}3}=400 \text{ кг/см}^2.$$

Касательные напряжения в обшивке от действия крутящего момента $\mathfrak{M}$ вычислим по формуле (228)

$$\tau_{\mathfrak{M}}=\frac{\mathfrak{M}}{2\pi R^2\delta_{об}}=\frac{6\,000\,000}{2\cdot3{,}14\cdot80^2\cdot0{,}3}=500 \text{ кг/см}^2.$$

Суммарные касательные напряжения

$$\tau=\tau_{Q\,max}+\tau_{\mathfrak{M}}=400+500=900 \text{ кг/см}^2.$$

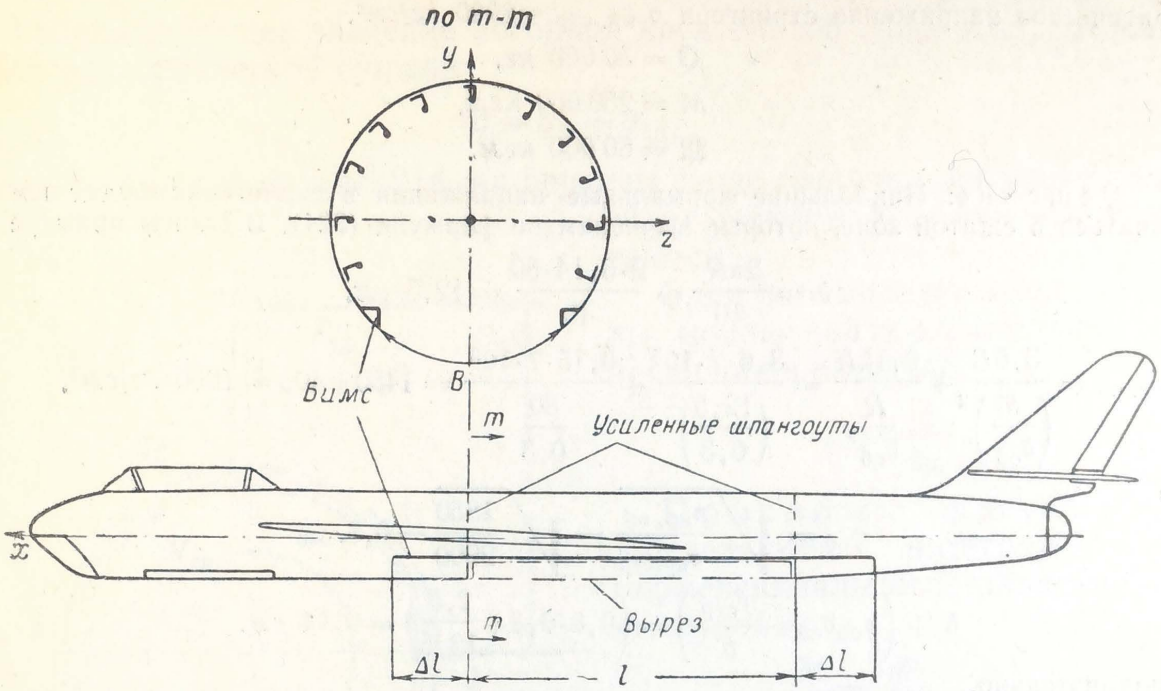
РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА НА УЧАСТКЕ ВЫРЕЗА И ВБЛИЗИ НЕГО

Расчет на участке выреза

Рассмотрим лишь большие вырезы (фиг. 215) под грузовые отсеки, фонари и др., которые существенно влияют на работу конструкции. Малые вырезы в виде смотровых лючков и др. в расчет не принимаются, так как они не влияют на работу силовой схемы.

Объясняется это тем, что малые вырезы достаточно компенсируются окантовками.

На длине l вырезанные стрингеры с обшивкой компенсируются лонжеронами (бимсами), а по краям выреза устанавливаются усилен-



Фиг. 215.

ные шпангоуты. Бимс продолжают в замкнутую часть фюзеляжа на некоторую длину Δl, чтобы включить его в работу. Длину Δl принимают равной ширине выреза B.

Ниже рассмотрим расчет фюзеляжа на участке выреза отдельно на изгиб и кручение.

Расчет на изгиб

На длине выреза напряжения определяются, как для открытого сечения по формулам (221) и (225).

На фиг. 216 построены эпюры нормальных напряжений σ и погонных касательных сил q, возникающих от изгиба фюзеляжа силами Q_y и Q_z *. В приближенном расчете, присоединяя стрингеры к обшивке, получим следующие значения геометрических характеристик открытого сечения круглого фюзеляжа.

Момент инерции сечения относительно оси z

$$I_z = R^3 \delta k_z \tag{230}$$

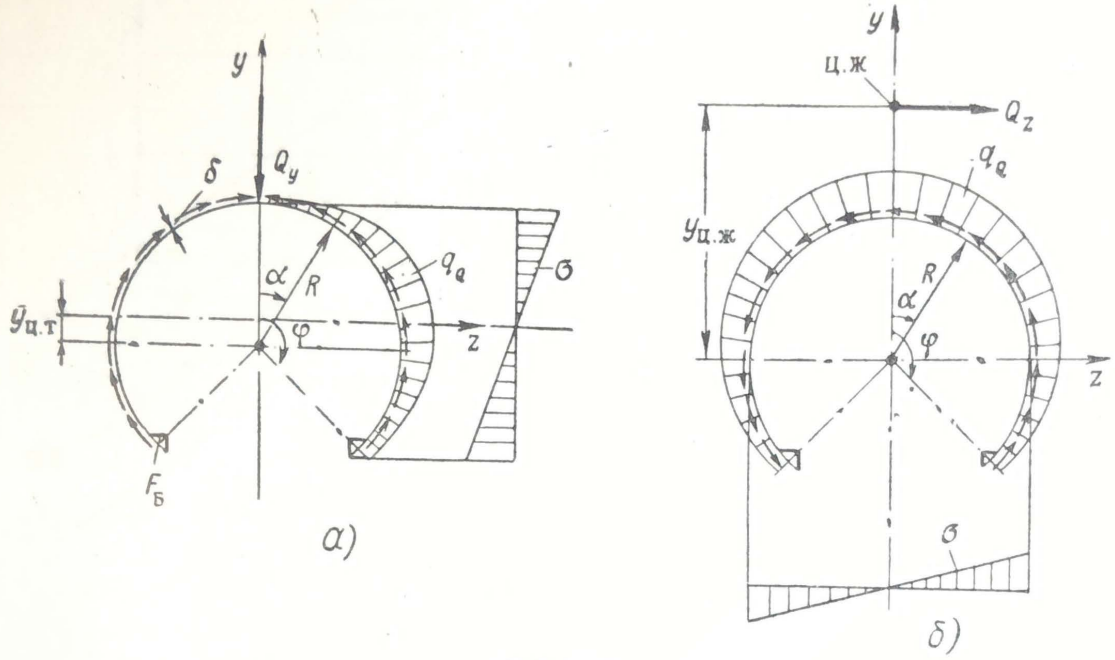
и относительно оси y

$$I_y = R^3 \delta k_y, \tag{231}$$

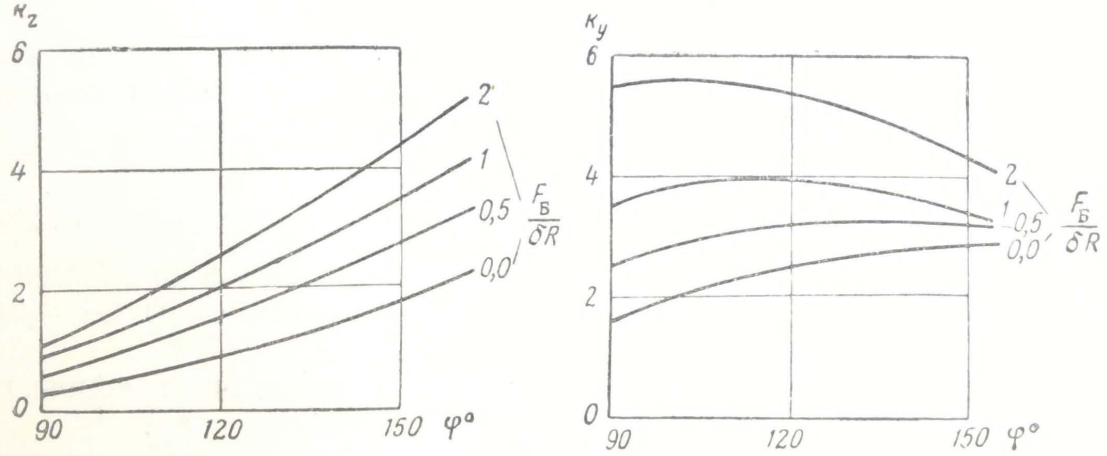
где коэффициенты k_z и k_y изображены кривыми на фиг. 217 в функции угла φ° и в зависимости от отношения площади бимса $F_Б$ к площади обшивки δR.

---

* Сила Q_z проходит через ц. ж. открытого сечения фюзеляжа.



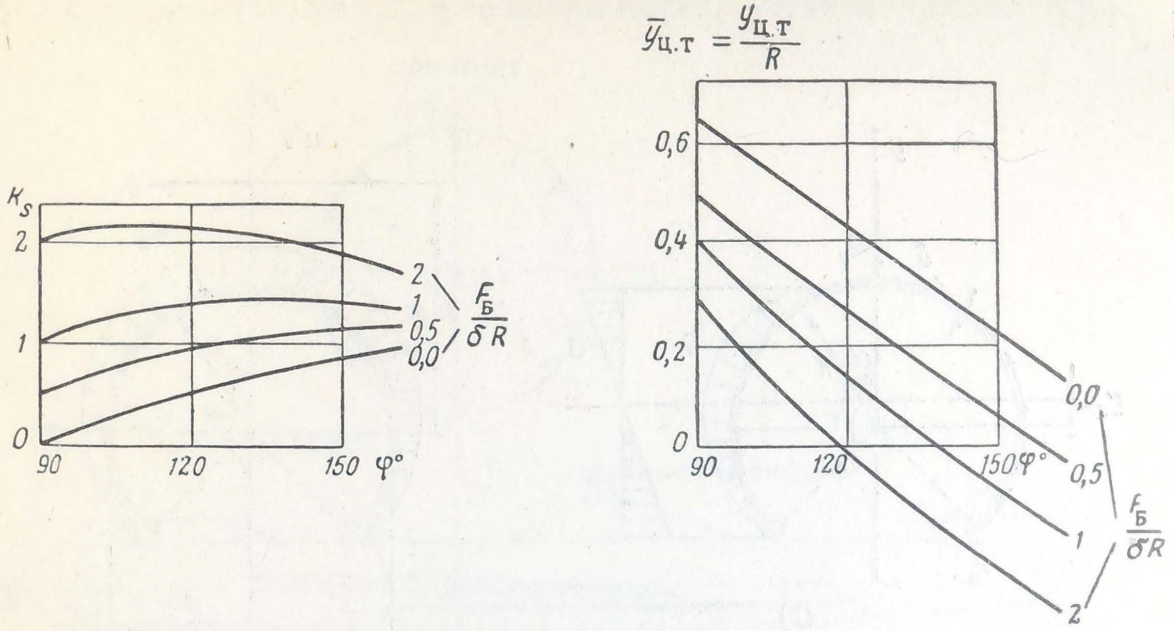
Фиг. 216.



Фиг. 217.

Статический момент отсеченной части сечения фюзеляжа относительно оси z

$$S_z = R^2\delta\,(\sin\alpha - \bar{y}_{\text{ц. т}}\alpha) \qquad (232)$$



Фиг. 218.

и относительно оси y

$$S_y = R^2\delta\,(\cos\alpha + k_s), \qquad (233)$$

где коэффициенты k_s и $\bar{y}_{\text{ц. т}} = \frac{y_{\text{ц. т}}}{R}$ изображены кривыми на фиг. 218. В приведенных формулах δ определяется из выражения (222).

Расчет на кручение

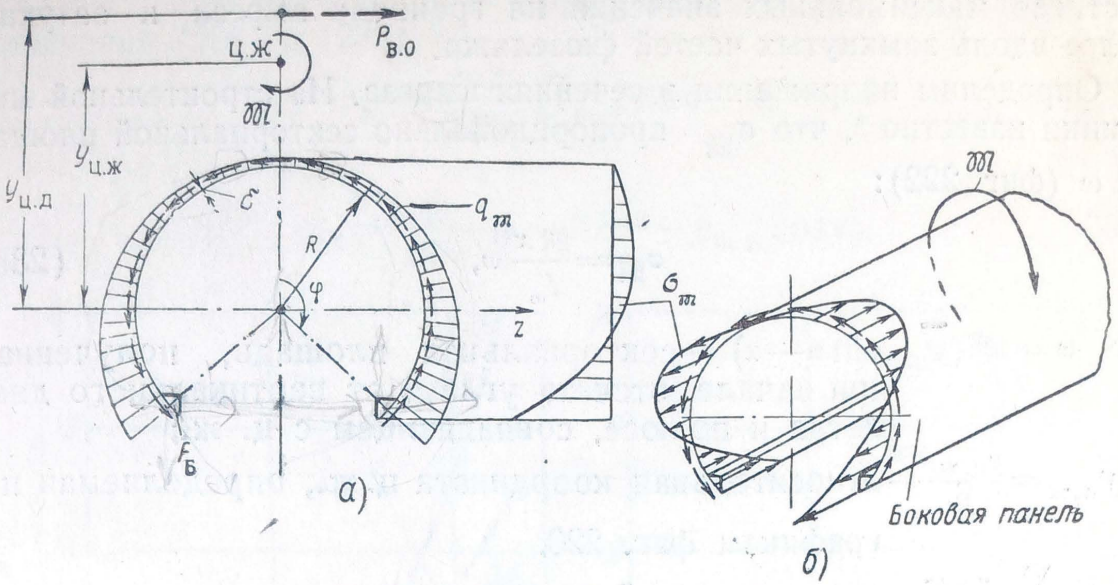
Крутящий момент $\mathfrak{M}$ фюзеляжа на длине выреза от действия, например, силы вертикального оперения $P_{\text{в. о}}$ (фиг. 219,*а*) определяется произведением этой силы на плечо $(y_{\text{ц.д}} - y_{\text{ц.ж}})$ от центра давления до центра жесткости открытого сечения

$$\mathfrak{M} = P_{\text{в. о}}\,(y_{\text{ц. д}} - y_{\text{ц. ж}}). \qquad (234)$$

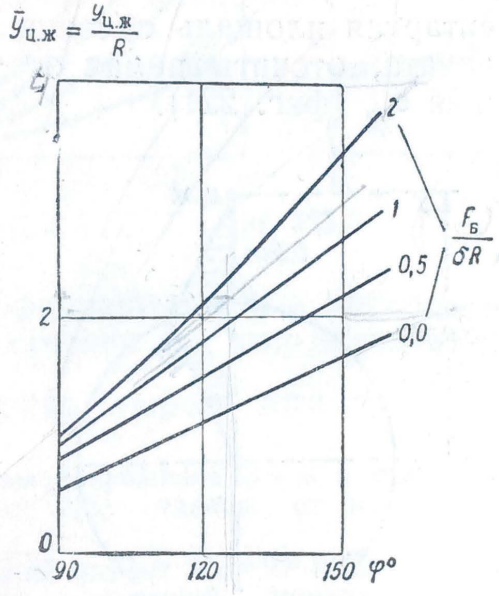
Координата ц. ж. — $y_{\text{ц.ж}}$ определяется как точка приложения равнодействующей погонных касательных сил q_Q от силы Q_z (фиг. 216,*б*).

Зависимость координаты ц. ж. от угла φ показана графически на фиг. 220.

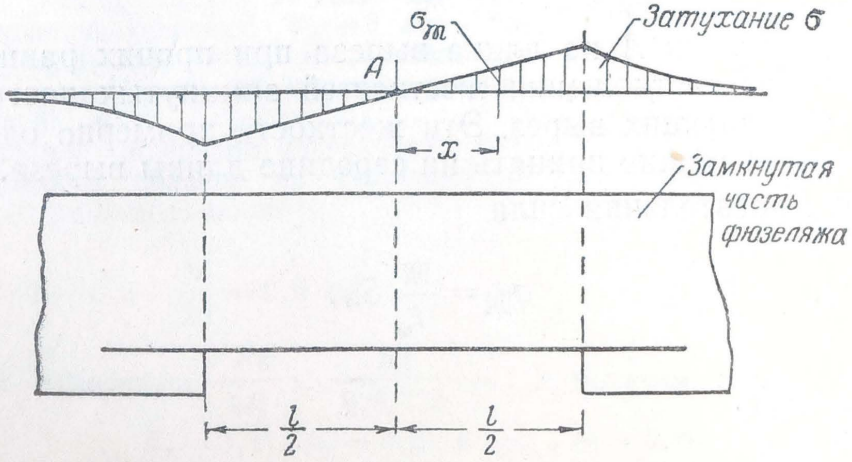
На участке выреза крутящий момент воспринимается изгибом боковых панелей (см. фиг. 219,*б*), упруго заделанных в замкнутые части фюзеляжа. При этом в сечениях фюзеляжа на длине выреза возникают нормальные напряжения $\sigma_{\mathfrak{M}}$ и погонные касательные силы $q_{\mathfrak{M}}$. Момент сил $q_{\mathfrak{M}}$ уравновешивает крутящий момент $\mathfrak{M}$, а напряжения $\sigma_{\mathfrak{M}}$ являются самоуравновешивающимися. На длине выреза эти напряжения меняются по линейному закону (фиг. 221),



Фиг. 219.



Фиг. 220.



Фиг. 221.

достигая максимальных значений на границах выреза и затухая далее вдоль замкнутых частей фюзеляжа.

Определим напряжения в сечениях выреза. Из строительной механики известно *, что $\sigma_{\mathfrak{M}}$ пропорционально секториальной площади ω (фиг. 222):

$$\sigma_{\mathfrak{M}} = \frac{\mathfrak{M}\, x}{I_\omega}\, \omega, \tag{235}$$

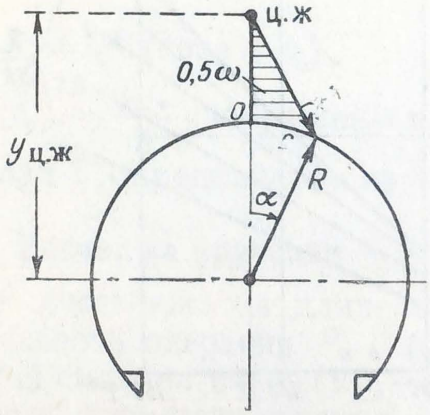
где $\omega = R^2(\bar{y}_{\text{ц.ж}} \sin\alpha - \alpha)$ — секториальная площадь, полученная при начале отсчета угла α от вертикального диаметра и полюсе, совпадающем с ц. ж.;

$\bar{y}_{\text{ц. ж}} = \frac{y_{\text{ц. ж}}}{R}$ — относительная координата ц. ж., определяемая по графикам фиг. 220;

$I_\omega = \sum_F \omega^2 \Delta F$ — секториальный момент инерции;

ΔF — элементарная площадь сечения фюзеляжа;

x — координата, отсчитываемая от точки A нулевого значения $\sigma_{\mathfrak{M}}$ (фиг. 221).



Фиг. 222.

Положение точки A на длине выреза при прочих равных условиях зависит от соотношения жесткостей замкнутых частей фюзеляжа, ограничивающих вырез. Эти жесткости примерно одинаковы, поэтому точку A можно принять на середине длины выреза.

Погонная касательная сила

$$q_{\mathfrak{M}} = \frac{\mathfrak{M}}{I_\omega}\, S_\omega, \tag{236}$$

где $S_\omega = \sum_0^\alpha \omega \Delta F$.

---

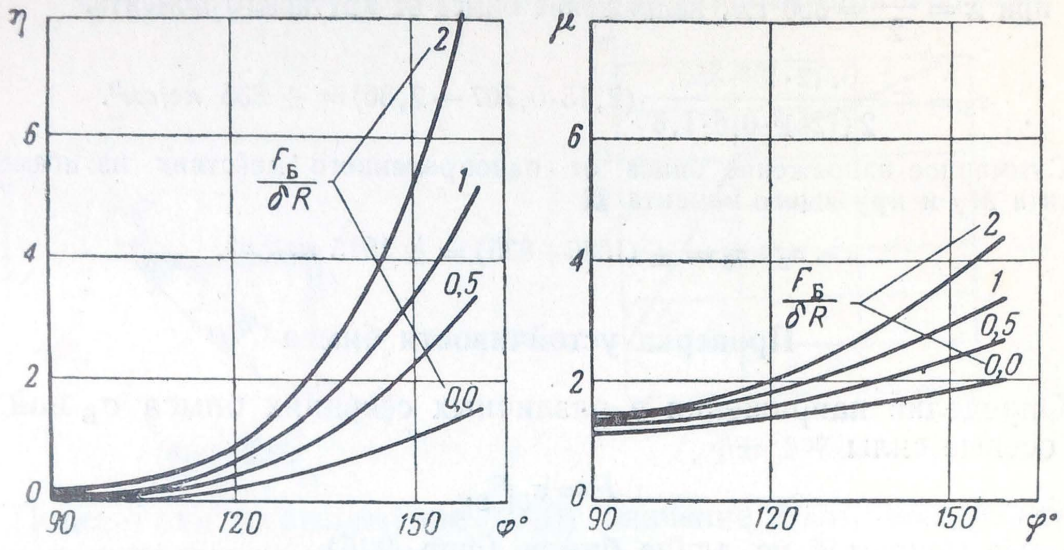
* В. З. Власов, Тонкостенные упругие стержни, Госстройиздат, 1940.

Подставляя значение ω в выражения для I_ω и S_ω, получим из уравнений (235) и (236)

$$\sigma_{\mathfrak{M}} = \frac{\mathfrak{M}\, x}{2R^3 \delta \eta} (\bar{y}_{\text{ц. ж}} \sin\alpha - \alpha) \qquad (237)$$

и

$$q_{\mathfrak{M}} = \frac{\mathfrak{M}}{2R^2 \eta} (\mu - 0{,}5\alpha^2 - \bar{y}_{\text{ц. ж}} \cos\alpha). \qquad (238)$$



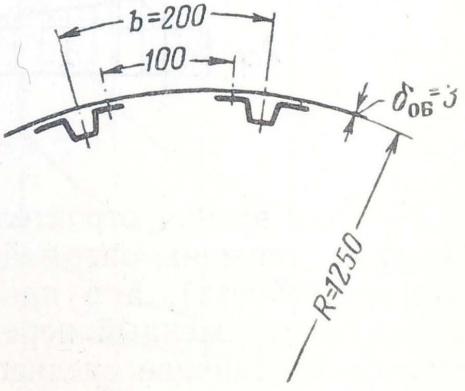
Фиг. 223.

Значения коэффициентов η и μ построены на фиг. 223.

Наибольшие значения $\sigma_{\mathfrak{M}}$, как видно из фиг. 221, получаются в концевых сечениях выреза при $x = \frac{l}{2}$.

Пример. Определим напряжение бимса в сечении m—m фюзеляжа на границе выреза (см. фиг. 215) отдельно от нагрузок, действующих в плоскостях xy и yz.

Д а н о: Изгибающий момент $M_z = 10^6$ *кгм*, $M_y = 0{,}6 \cdot 10^6$ *кгм* и крутящий момент $\mathfrak{M} = 0{,}12 \cdot 10^6$ *кгм*. Диаметр фюзеляжа $2R = 2500$ *мм*, длина выреза $l = 7000$ *мм*, угол $\varphi = 135°$, толщина обшивки $\delta_{об} = 3$ *мм*, шаг стрингеров (фиг. 224) $b = 200$ *мм*, площадь сечения стрингера $f_{стр} = 6$ *см*^{2}, площадь сечения бимса $F_Б = 90$ *см*^{2}.



Фиг. 224.

Р е ш е н и е: Определим приведенную толщину обшивки δ, полагая ее редукционный коэффициент равным единице:

$$\delta = 0{,}3 + \frac{6}{20} = 0{,}6 \text{ см}.$$

Найдя отношение $\frac{F_Б}{\delta R} = \frac{90}{0{,}6 \cdot 125} = 1{,}2$, получим по фиг. 217 и 218:

$$k_z = 3{,}1; \quad k_y = 4{,}2 \quad \text{и} \quad \bar{y}_{\text{ц. т}} = -0{,}03.$$

По этим коэффициентам определим из формул (230) и (231)

$$I_z = (125)^3\, 0{,}6 \cdot 3{,}1 = 3{,}63 \cdot 10^6 \text{ см}^4 \quad \text{и} \quad I_y = (125)^3\, 0{,}6 \cdot 4{,}2 = 4{,}91 \cdot 10^6 \text{ см}^4.$$

По формуле (221) находим напряжение бимса от момента M_z

$$\sigma_1 = \frac{M_z}{I_z}(R\cos\varphi - R\bar{y}_{ц.т}) = -\frac{10^8}{3{,}6\cdot 10^6}\cdot 125\,(0{,}707 - 0{,}03) = -2350\ кг/см^2$$

и от момента M_y

$$\sigma_2 = \pm\frac{M_y}{I_y}R\sin\varphi = \pm\frac{0{,}6\cdot 10^8}{4{,}91\cdot 10^6}125\cdot 0{,}707 = \pm 1080\ кг/см^2.$$

Определив по фиг. 220 и 223, что $\bar{y}_{ц.ж} = 2{,}15$ и $\eta = 1{,}8$, найдем по формуле (237) при $x = \frac{l}{2} = 350\ см$, напряжение бимса от крутящего момента.

$$\sigma_3 = \mp\frac{0{,}12\cdot 10^8\cdot 350}{2\,(125)^3\cdot 0{,}6\cdot 1{,}8}\cdot(2{,}15\cdot 0{,}707 - 2{,}36) = \pm 835\ кг/см^2.$$

Суммарное напряжение бимса от одновременного действия изгибающего момента M_y и крутящего момента $\mathfrak{M}$

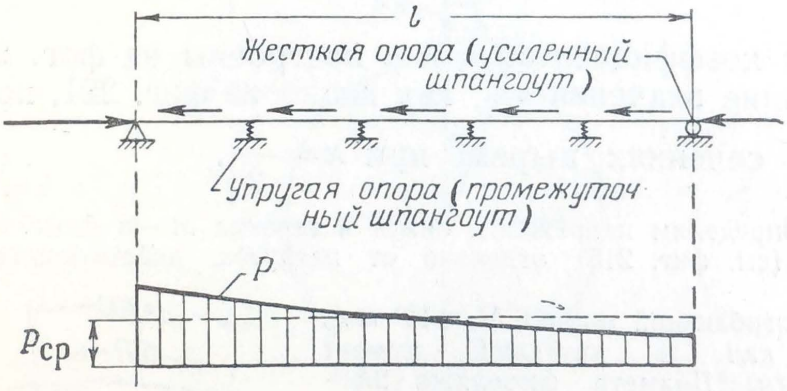
$$\sigma = \sigma_2 + \sigma_3 = \pm\,(1080 + 835) = \pm\,1915\ кг/см^2.$$

Проверка устойчивости бимса

Определив напряжения в различных сечениях бимса $\sigma_Б$ найдем его осевые силы

$$P = \sigma_Б F_Б,$$

которые меняются по длине бимса (фиг. 225).



Фиг. 225.

С точки зрения строительной механики бимс можно рассматривать как стержень, опертый по концам на жестких опорах (усиленных шпангоутах), а в пролете — на упругих (нормальных шпангоутах), нагруженный переменной по длине осевой силой P. При некоторой величине среднего значения осевой силы $P_{ср}$ бимс потеряет устойчивость. Критическое значение этой силы можно определить по формуле Эйлера

$$P_{кр} = \frac{m\pi^2 EI_Б}{l^2}, \qquad (239)$$

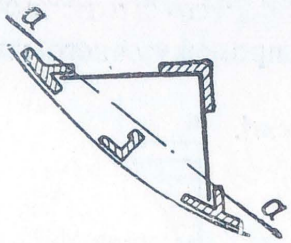
где $I_Б$ — момент инерции сечения бимса относительно его нейтральной оси a—a (фиг. 226);

m — коэффициент, зависящий от жесткости k промежуточных шпангоутов (график* значений $m=f(k)$ построен на фиг. 227);

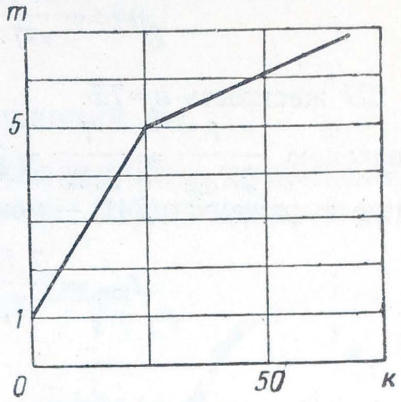
$$k=\frac{P_{f=1}\,l^4}{16FI_Б a}, \tag{240}$$

где $P_{f=1}$ — сила, создающая единичный прогиб промежуточного шпангоута (фиг. 228);

a — расстояние между промежуточными шпангоутами.



Фиг. 226.



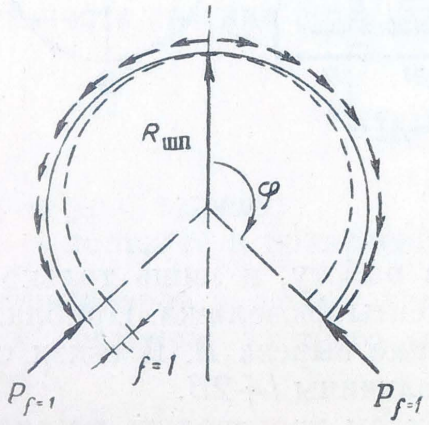
Фиг. 227.

Подставляя в выражение (240) значение $P_{f=1}$, полученное из расчета шпангоута, найдем

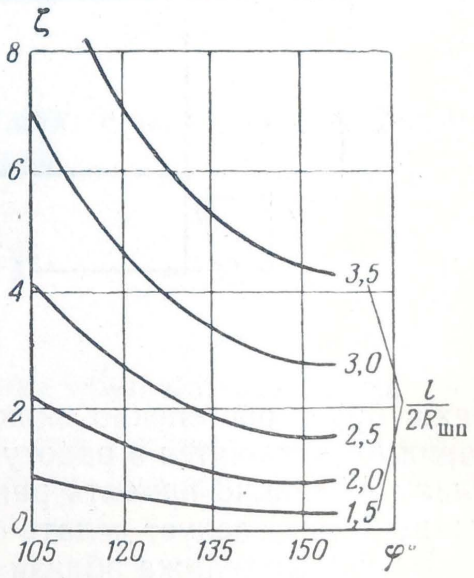
$$k=\frac{\Sigma I_{шп}}{I_Б}\zeta, \tag{241}$$

где $\Sigma I_{шп}$ — сумма моментов инерции промежуточных шпангоутов на длине выреза;

ζ — функция, изображенная на фиг. 229.



Фиг. 228.



Фиг. 229.

Полагая в выражении (239) $P_{кр}=P_{ср}$ и задавшись $I_Б$, определим значение m, а по фиг. 227 жесткость k. По величине k и взятому из

* График построен по данным табл. 5 книги С. П. Тимошенко, Устойчивость упругих систем, Гостехиздат, 1946.

фиг. 229 значению ζ определим по выражению (241) $\Sigma I_{шп}$ и, задавшись на длине выреза числом промежуточных шпангоутов, найдем значение потребного $I_{шп}$.

Пример. Определим по данным предыдущего примера момент инерции промежуточного шпангоута $I_{шп}$ на длине выреза.

Дополнительные данные: Средняя сжимающая сила бимса $P_{ср}=150\,000$ *кг* и его момент инерции $I_Б=5000$ *см*^{4}, диаметр промежуточного шпангоута $2R_{шп}=2{,}25$ *м* и число их $n=17$. Материал — дуралюмин.

Решение: Из формулы (239) находим коэффициент

$$m=\frac{150\,000\cdot 49\cdot 10^4}{\pi^2 7\cdot 10^5\cdot 5000}=2{,}13$$

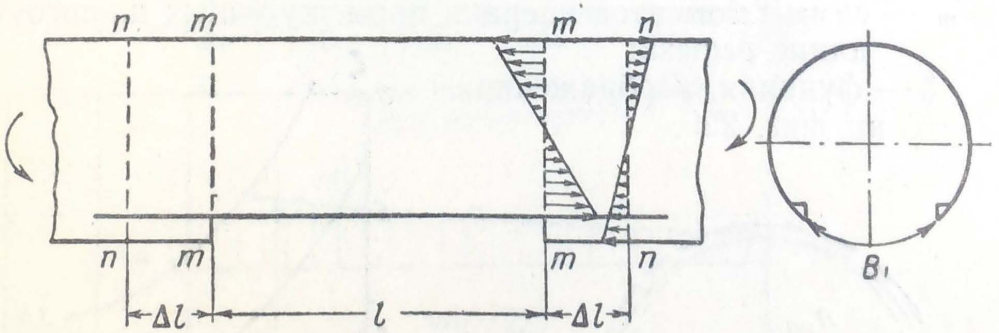
и по фиг. 227 жесткость $k=7{,}5$.

По значению $\frac{l}{2R_{шп}}=\frac{7}{2{,}25}=3{,}11$ определяем из фиг. 229 коэффициент $\zeta=3{,}5$ и по выражению (241) — момент инерции промежуточного шпангоута

$$I_{шп}=\frac{7{,}5\cdot 5000}{3{,}5\cdot 17}=630\ см^4.$$

Расчет фюзеляжа вблизи вырезов и разъемов

Порядок определения напряжений на длине выреза был изложен выше. Здесь рассмотрим расчет сечений фюзеляжа на участках Δl, ограничивающих вырез. Очевидно, в сечении mm фюзеляжа (фиг. 230) нижняя его часть не будет участвовать в восприятии нормальных напряжений. На протяжении участка Δl эта часть фюзе-



Фиг. 230.

ляжа будет постепенно включаться в работу, и лишь только в сечении nn включатся в работу все элементы фюзеляжа. Приближенно длину Δl можно принять равной ширине выреза B. В связи с этим длину бимса следует делать больше величины $l+2B$.

Расчет фюзеляжа вблизи выреза будем производить по аналогии с расчетом крыла, как указано на стр. 77. Вначале по уравнению (221) определяем напряжения в сечении $m—m$ как открытом $\sigma^{\circ}_{откр}$, так и замкнутом $\sigma^{\circ}_{замкн}$ (фиг. 231) и находим разность этих напряжений

$$\Delta\sigma^{\circ}=\sigma^{\circ}_{откр}-\sigma^{\circ}_{замкн}.$$

Напряжения $\Delta\sigma^\circ$ являются самоуравновешивающимися и затухают по длине L замкнутой части фюзеляжа, вызывая в любом его сечении нормальные напряжения

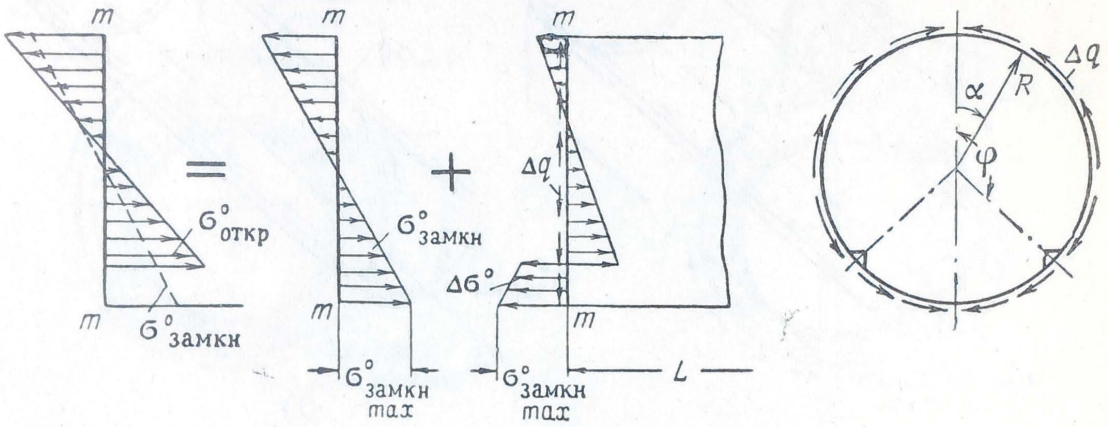
$$\Delta\sigma = \Delta\sigma^\circ \frac{\operatorname{sh} kx}{\operatorname{sh} kl}$$

и погонные касательные силы

$$\Delta q = R\delta \int_0^\alpha \frac{d(\Delta\sigma)}{dx}\, d\alpha = Rk\delta \frac{\operatorname{ch} kx}{\operatorname{sh} kl} \int_0^\alpha \Delta\sigma^\circ\, d\alpha,$$

где k — коэффициент затухания напряжений $\Delta\sigma$.

Значение этого коэффициента можно принять приближенно, как сказано на стр. 78. Полагая $B = 2R(\pi - \varphi)$ и учитывая, что площадь



Фиг. 231.

сечения нижнего свода мала по сравнению с площадью бимсов и верхней части сечения фюзеляжа, получим

$$Rk = \frac{1}{\pi - \varphi} \sqrt{\frac{\delta_{об}}{\delta}},$$

где φ — угол выреза;
$\delta_{об}$ и δ — толщина и приведенная толщина обшивки фюзеляжа.

Максимальное значение касательных сил Δq получается в продольных сечениях нижнего свода вблизи бимсов (фиг. 232,*а*) при $x = L$:

$$\Delta q_{max} = \Delta\sigma^\circ_{\substack{\text{замкн} \\ max}} Rk\delta \sin\varphi.$$

В случае действия на фюзеляж сил, перпендикулярных его плоскости симметрии, нижний свод окажется нагруженным, как показано на фиг. 232,*б*.

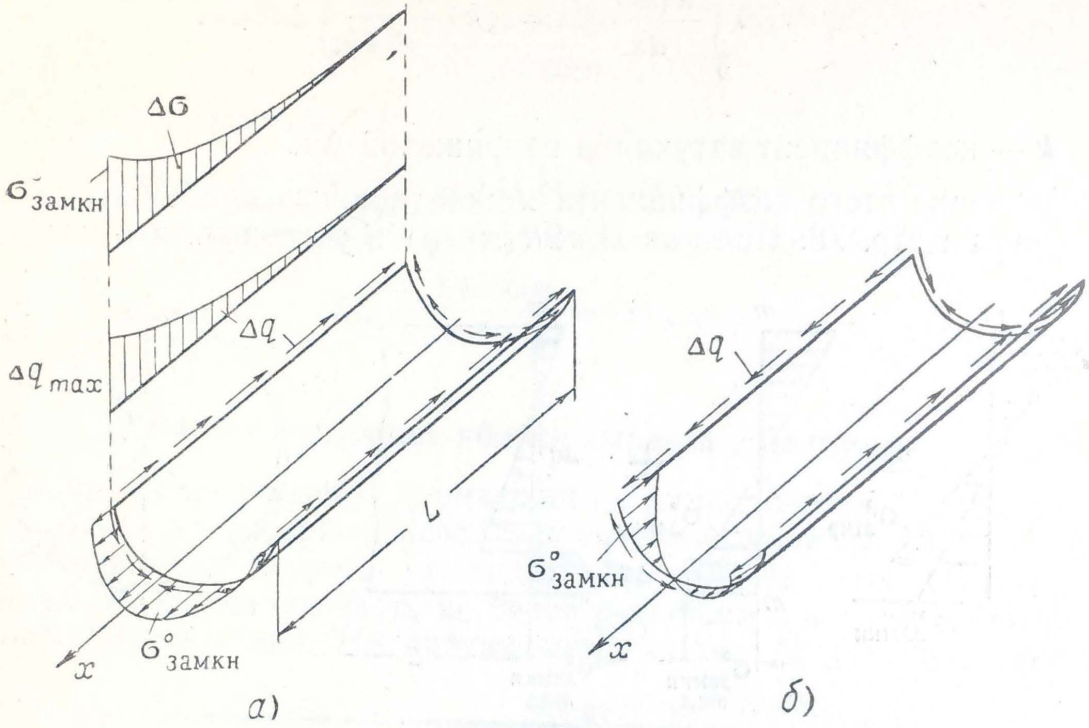
Имея $\Delta\sigma$ и Δq, находим в любом сечении замкнутой части фюзеляжа суммарные нормальные напряжения

$$\sigma=\sigma^{\circ}_{\text{замкн}}+\Delta\sigma$$

и погонные касательные силы

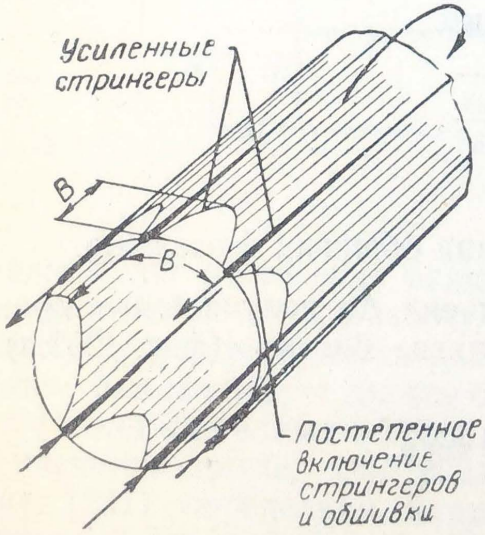
$$q=q^{\circ}_{\text{замкн}}+\Delta q,$$

где $\sigma^{\circ}_{\text{замкн}}$ и $q^{\circ}_{\text{замкн}}$ — определяются из расчета сечения без влияния выреза.



Фиг. 232.

В б л и з и р а з ъ е м а (фиг. 233) части фюзеляжа работают так же, как вблизи выреза. В сечении фюзеляжа по разъему изгибающий момент воспринимается узлами стыка, силы которых следует определять из расчета фюзеляжа на изгиб. Сосредоточенные силы, возникающие в этих узлах, постепенно рассосредоточиваются, так что на длине B, равной расстоянию между узлами, происходит полное включение обшивки и стрингеров. Поэтому на этой длине следует ставить под узлы разъема усиленные стрингеры.



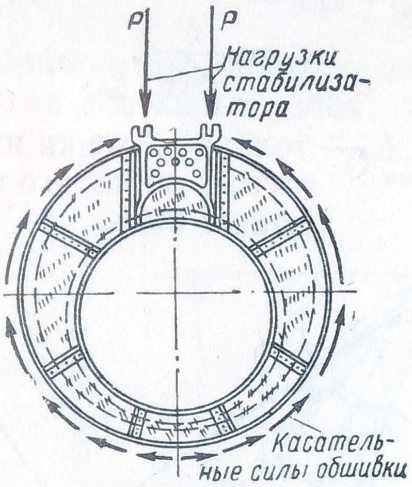
Фиг. 233.

Погонные касательные силы в обшивке от действия поперечной силы непосредственно у разъема определяются по формуле (225), как для сечения фюзеляжа, образованного из сосредоточенных элементов. В этом случае можно пренебречь сдвигами, обусловленными постепенным включением стрингеров.

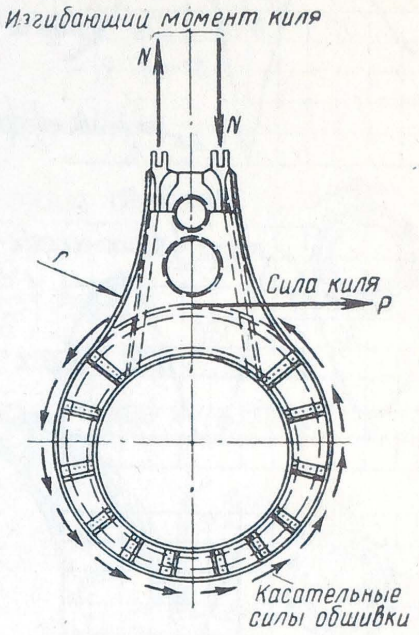
РАСЧЕТ ШПАНГОУТОВ

Расчет усиленных шпангоутов

Внешними нагрузками усиленных шпангоутов, как было указано выше, являются сосредоточенные силы, которые получаются от воздействия других частей самолета, грузов, агрегатов и оборудования. Опираются шпангоуты на обшивку, на которую и передаются внешние нагрузки в виде распределенных сил. Следовательно, каждый шпангоут представляет собой плоскую систему, нагруженную уравновешенными силами — внешние нагрузки фюзеляжа и касательные силы обшивки. Касательные силы обшивки определяются, как это изложено на стр. 179.



Фиг. 234.



Фиг. 235.

Грузы, агрегаты и оборудование часто крепят узлами непосредственно к шпангоутам. В отдельных случаях может быть промежуточный элемент, например пол. Следовательно, силы, приложенные к полу, передаются на шпангоуты, вызывая соответствующие деформации в промежуточных силовых элементах.

Шпангоуты, изготовляемые обычно в виде кольца (фиг. 234 и 235), являются трижды статически неопределимой рамой. Если принять условия симметрии конструкции и нагрузок или обратную симметричность нагрузок, то задача будет однажды или дважды статически неопределимой. Мы здесь не будем приводить известного метода сил для раскрытия статической неопределимости, а укажем только, что прочность отдельных сечений шпангоутов, как правило, определяется лишь изгибом.

В справочной литературе приводятся расчетные формулы и графики для определения изгибающих моментов кольцевых шпангоутов постоянного сечения от действия сил P и T и сосредоточенного момента m (фиг. 236). Этими формулами и графиками можно пользоваться с некоторым приближением и для шпангоутов, у которых сечения не сильно меняются вдоль периметра. Небольшая погреш-

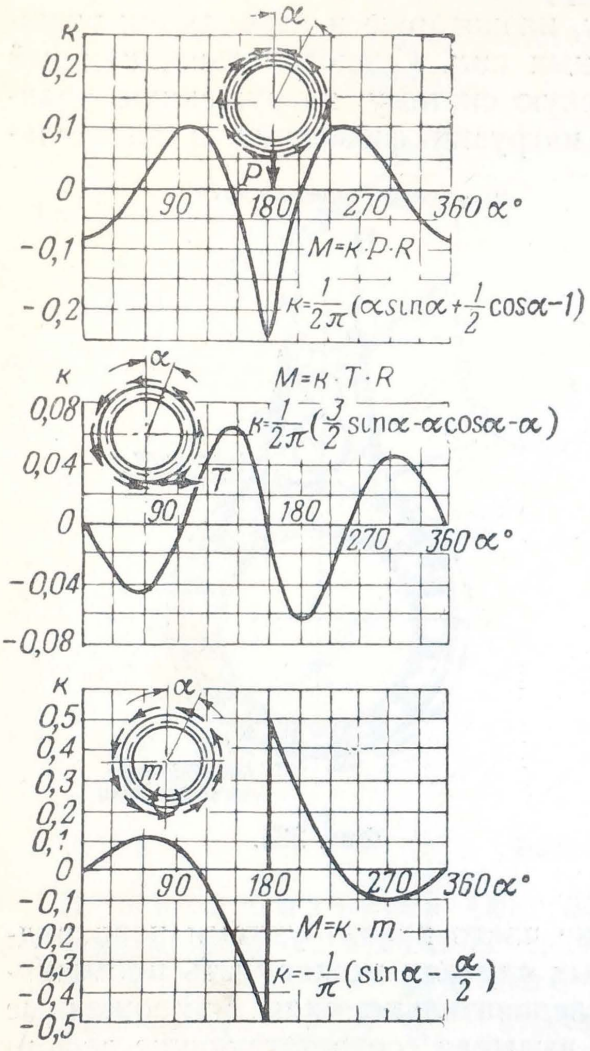
ность получится, если для расчета шпангоутов (см. фиг. 234 и 235) воспользуемся данными фиг. 236.

Необходимо отметить некоторую особенность работы килевого шпангоута у места его сочленения с килем, где по кривой линии идут пояса киля. В данном месте осевые усилия N (фиг. 237) поясов киля могут создавать значительные радиальные напряжения сжатия или растяжения σ_r в стенке.

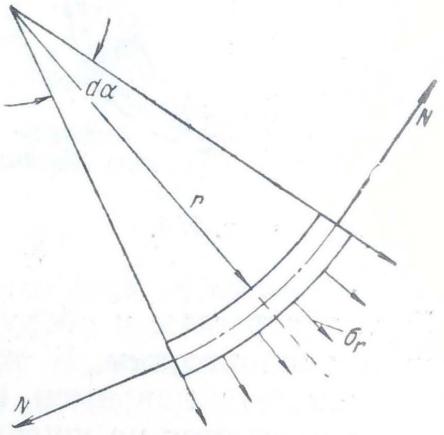
Направление их действия совпадает с радиусом кривизны пояса r. Из условия равновесия элемента пояса радиальные напряжения стенки

$$\sigma_r = \frac{N}{r\delta_{ст}},$$

где $\delta_{ст}$ — толщина стенки шпангоута у места его перехода в киль.



Фиг. 236.



Фиг. 237.

Для уменьшения радиальных напряжений в этих местах конструкции ставят накладки, повышая толщину стенки $\delta_{ст}$, или приклепывают стержни — ребра, увеличивающие жесткость стенки.

На фиг. 238 показан шпангоут крепления крыла, который заменяет собой лонжерон крыла. В данном случае изгибающие моменты крыла, приложенные в виде пар сил NH, уравновешиваются на самом шпангоуте. При рациональном выборе размеров шпангоута можно получить конструкцию более легкую и жесткую, чем при наличии внутри фюзеляжа лонжерона. Объясняется это тем, что здесь на участке фюзеляжа изгибающие моменты от крыла воспринимаются парами с плечами гораздо большими, чем H. Для упрощенного приближенного расчета можно считать шпангоут состоящим из двух половин, которые в точках A и B шарнирно связаны друг

с другом, и пренебречь действием касательных сил обшивки фюзеляжа. В таком случае в точках A и B шпангоута будут действовать горизонтальные осевые силы

$$N_A = N_B = \frac{NH}{2R}.$$

От этих сил можно найти изгибающий момент M в любом сечении шпангоута. Вполне понятно, что наибольшая величина изгибающего момента будет получаться около узлов крепления лонжеронов крыла. При среднем расположении крыла

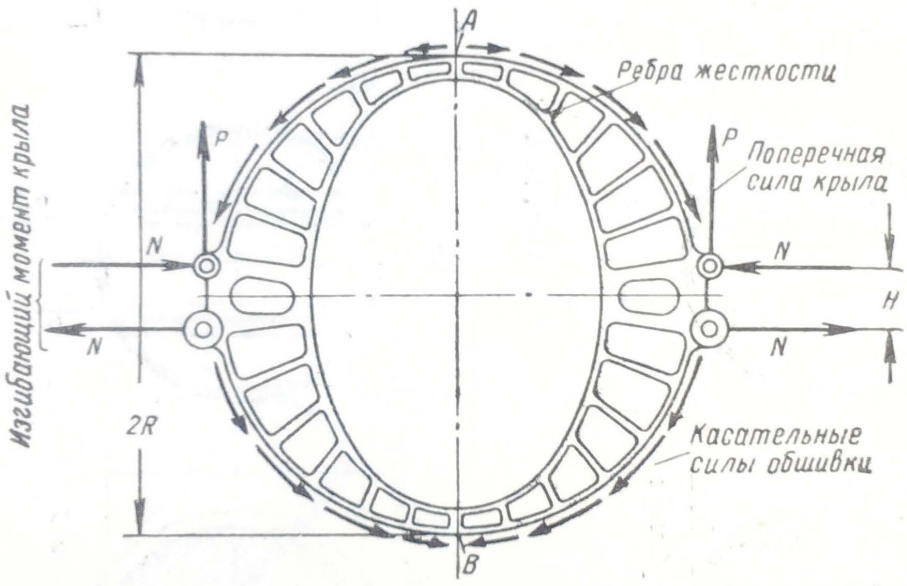
$$M_{max} = N_A\left(R - \frac{H}{2}\right)$$

или

$$M_{max} = \frac{NH}{2R}\left(R - \frac{H}{2}\right) \approx N\frac{H}{2}.$$

Наибольшее значение поперечной силы шпангоута будет между ушками указанных узлов:

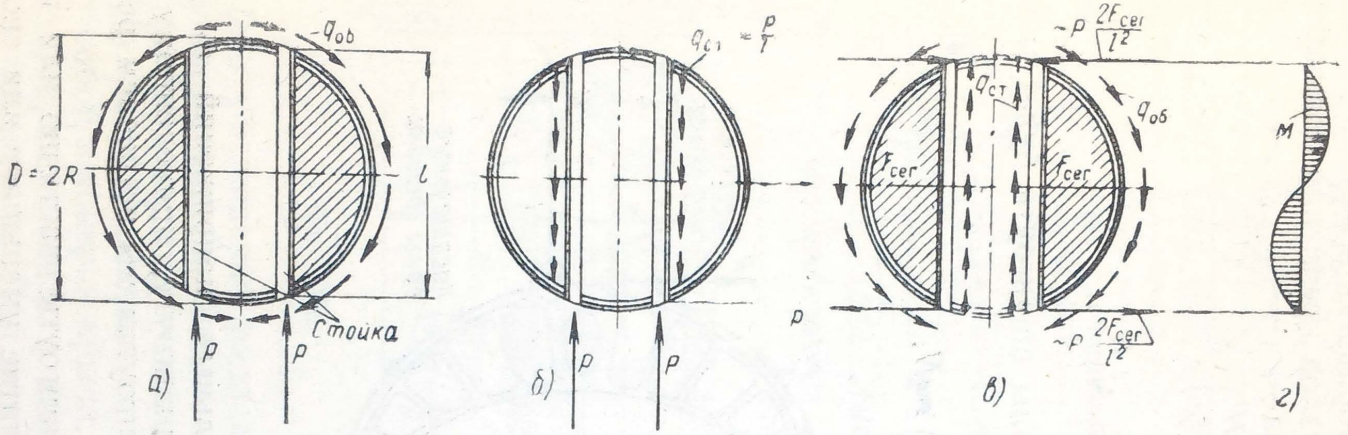
$$Q_{max} = N\left(1 - \frac{H}{2R}\right) \approx N.$$



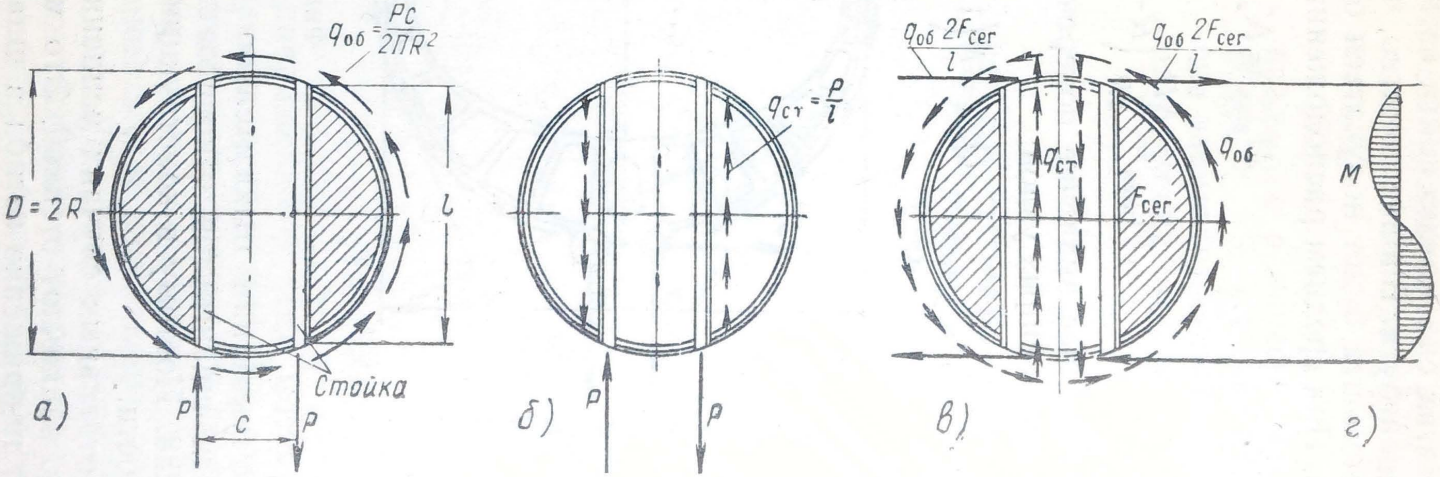
Фиг. 238.

Все указания относительно радиальных напряжений σ_r для килевых шпангоутов относятся и к шпангоуту, приведенному на фиг. 238. Поэтому в конструкциях шпангоутов мы встречаем ребра жесткости.

В отдельных случаях усиленные шпангоуты частично или полностью зашивают стенкой. Это мероприятие уменьшает или сводит на нет напряжение изгиба в шпангоуте. На фиг. 239 и 240 изображен шпангоут крепления передней ноги шасси с частичной (по боковым сегментам площади $F_{сег}$) зашивкой его стенки. Шпангоут под действием симметричных (фиг. 239,a) или обратно симметричных (фиг. 240,a) сил P и касательных сил обшивки $q_{об}$ находится в равновесии.



Фиг. 239.



Фиг. 240.

Разберем работу отдельных элементов шпангоута. Под действием касательных сил от стоек $q_{ст}$ и обшивки $q_{об}$ (фиг. 239,*в* и 240,*в*) каждый сегмент будет работать на изгиб, опираясь на верхнюю и нижнюю перемычки шпангоута. На фиг. 239,*в* при определении опорных реакций сегментов $P\frac{2F_{сег}}{l^2}$ мы приняли

$$q_{об}=q_{ст}=\frac{P}{l}.$$

Эпюра изгибающих моментов сегмента изображена на фиг. 239,*г* и 240,*г*. Каждая стойка (фиг. 239,*б* и 240,*б*) испытывает осевую деформацию сжатия или растяжения, которая меняется по линейному закону. Сжатая стойка разрушается от местной или общей потери устойчивости. Ось стойки может изогнуться в плоскости, перпендикулярной плоскости шпангоута.

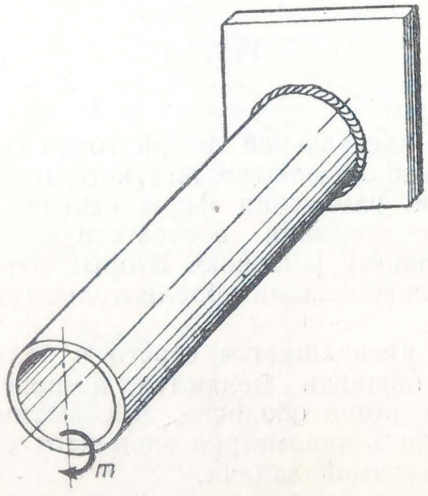
Критическая сила общей потери устойчивости стойки, считая концы шарнирно прикрепленными к кольцу, будет равна

$$P_{кр}\approx\frac{2\pi^2EI_{ст}}{l^2}, \tag{242}$$

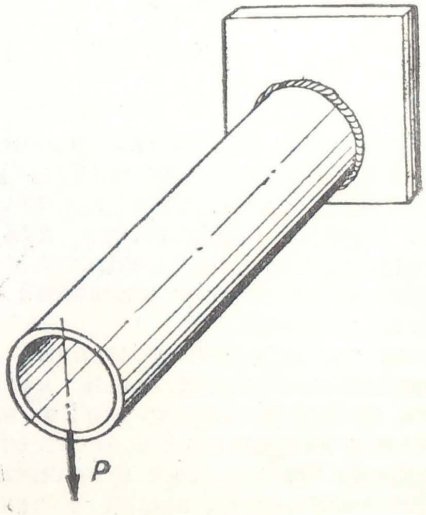
где $I_{ст}$ — момент инерции сечения стойки с учетом прилегающей стенки шпангоута.

Расчет усиленных шпангоутов с учетом их упругости

Выше мы рассматривали расчет усиленных шпангоутов, уравновешивая их касательными силами обшивки, которые соответствовали абсолютно жестким в своих плоскостях шпангоутам. Действительно, от сосредоточенного момента



Фиг. 241.



Фиг. 242.

(фиг. 241) любая точка соединения жесткого шпангоута с обшивкой будет перемещаться от сдвига обшивки на одинаковую величину. Понятно, что одинаковым сдвигам будут соответствовать постоянные касательные силы, что и получается по формуле

$$q=\frac{\mathfrak{M}}{2\pi R^2}.$$

Абсолютно жесткий шпангоут от силы P (фиг. 242) перемещается на некоторую величину y (фиг. 243). При этом произвольная точка A переместится по касательной к окружности на величину

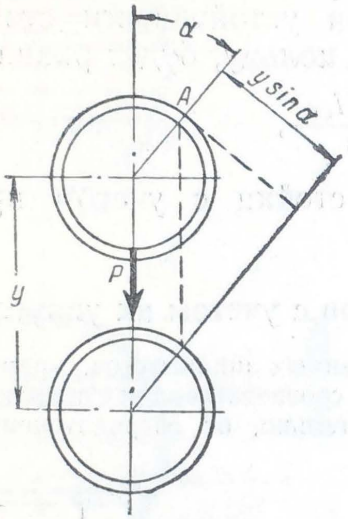
$$y \sin \alpha.$$

Следовательно, обшивка загружается от шпангоута погонными касательными силами q_Q, пропорциональными $\sin \alpha$ [см. формулу (227)]:

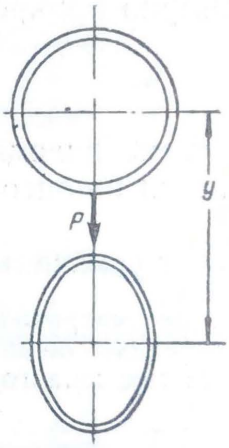
$$q_Q = \frac{Q}{\pi R} \sin \alpha.$$

Упругий усиленный шпангоут, где приложена сила P (см. фиг 242), не только перемещается, но и меняет свою форму — вытягивается, принимая конфигурацию, близкую к эллипсу (фиг. 244).

На фиг. 245 показаны для наглядности в относительных величинах радиальные деформации f_i кольцевого шпангоута с жесткостью EI_0 от действия радиальной силы P, касательной силы T и изгибающего момента m.



Фиг. 243.



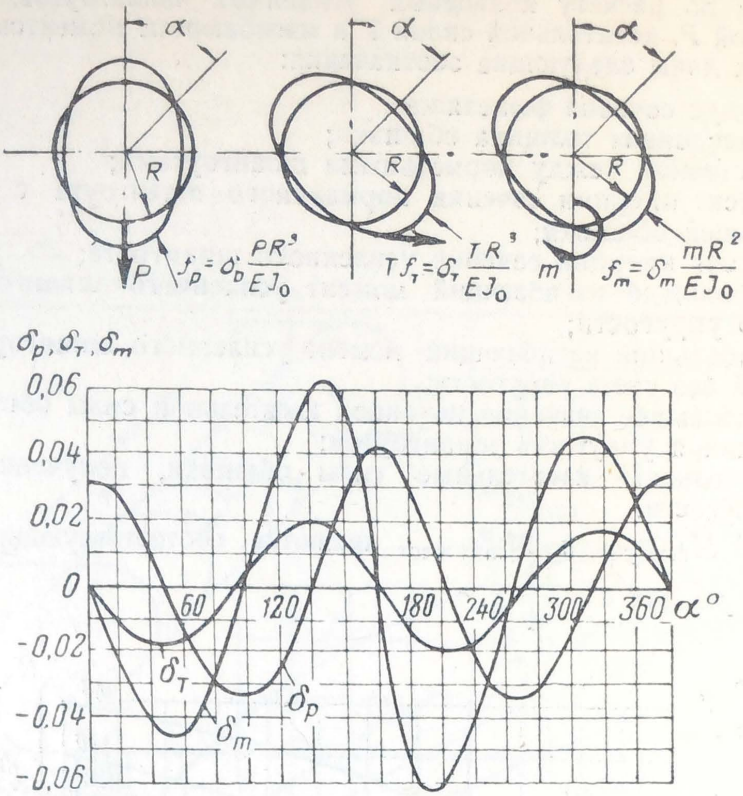
Фиг. 244.

Таким образом, полные перемещения по касательной любой точки обшивки фюзеляжа будут соответствовать перемещению абсолютно жесткого шпангоута и дополнительно — деформациям (вследствие изменения форм сечения шпангоута). Первые перемещения, как мы уже показали, соответствуют сдвигу оболочки, которые получаются по приближенному решению. Вторые перемещения создают сдвиг, обусловленный самоуравновешенными дополнительными касательными силами.

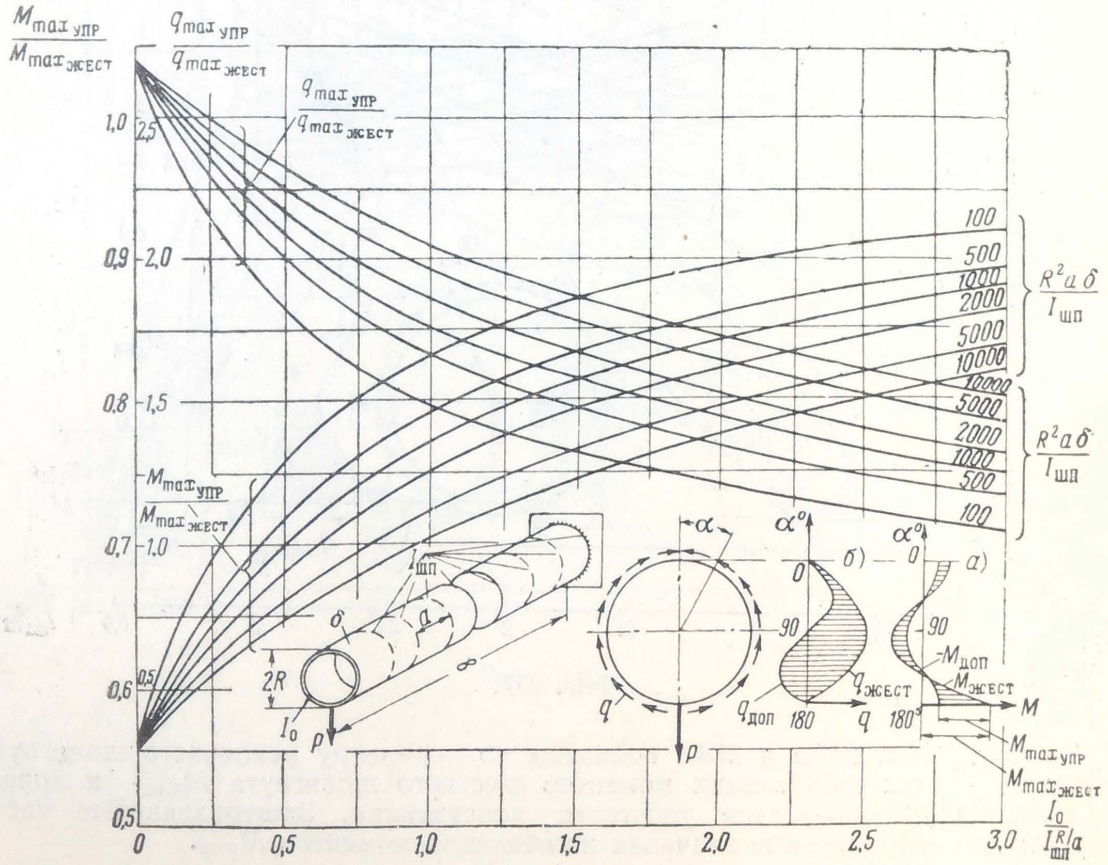
Если считать, что усиленный шпангоут превращается строго в эллипс, то дополнительные касательные напряжения обшивки меняются в поперечном сечении пропорционально $\sin 2\alpha$, затухая по длине оболочки. Абсолютные значения этих напряжений зависят от жесткостных параметров элементов системы и находятся из решения статически неопределимой задачи.

Многочисленные опыты с тензометрированием большого числа точек цилиндрических оболочек показывают, что усиленные шпангоуты находятся в значительно более выгодных условиях, чем мы принимаем, определяя касательные силы обшивки приближенным путем. Вблизи шпангоутов, нагруженных сосредоточенными силами, обшивка фюзеляжа и заклепочные швы нагружаются увеличенными силами.

Уточнение методики расчета усиленных шпангоутов из условия их упругости, должно привести к созданию более рациональных их сечений, а следовательно, к уменьшению веса конструкции. К сказанному следует добавить, что стоящие рядом с усиленными нормальные шпангоуты нагружаются со стороны обшивки взаимно уравновешенными касательными силами.



Фиг. 245.



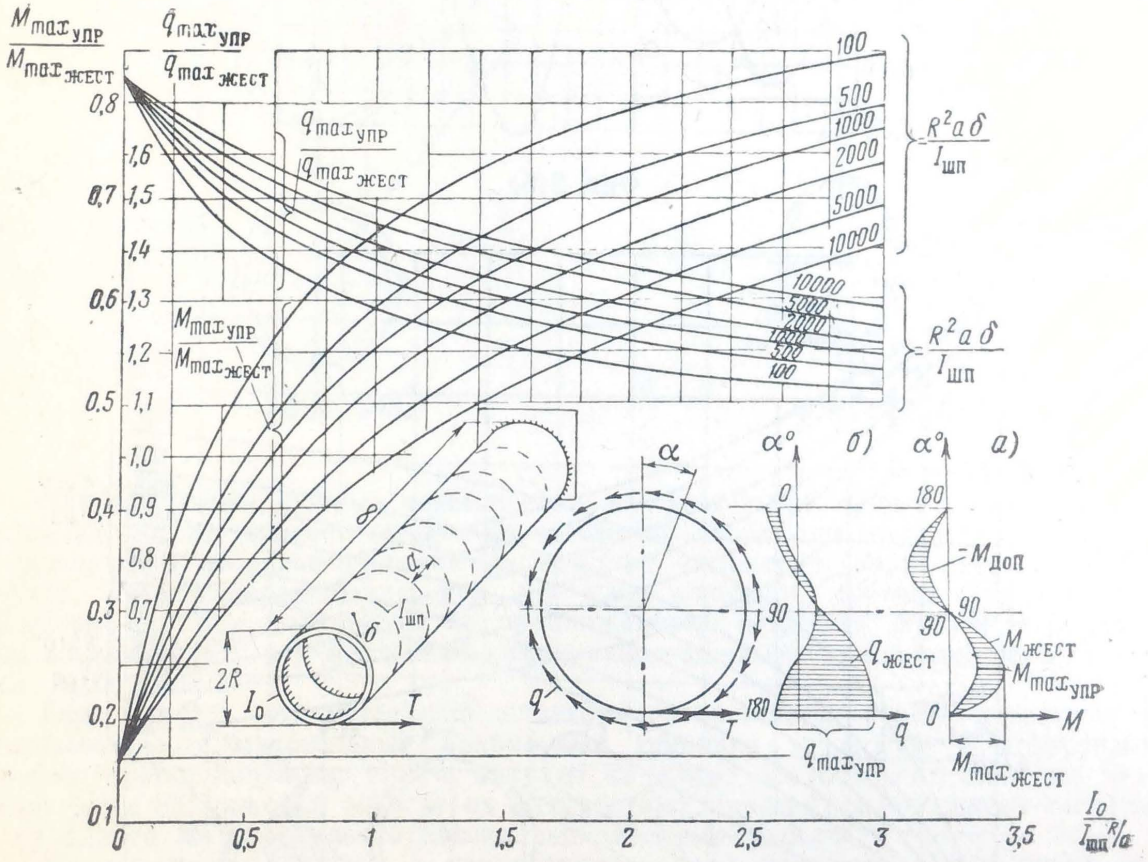
Фиг. 246.

На фиг. 246, 247 и 248 показаны результаты решения статически неопределимой задачи по расчету кольцевых усиленных шпангоутов, нагруженных радиальной силой P, касательной силой T и изгибающим моментом m.

На фигурах даны следующие обозначения:

R — радиус сечения фюзеляжа;
δ — приведенная толщина обшивки;
a — расстояние между нормальными шпангоутами;
$I_{шп}$ — момент инерции сечения нормального шпангоута с учетом прилегающей обшивки;
I_0 — момент инерции сечения усиленного шпангоута;
$M_{max\ упр}$ — наибольший изгибающий момент усиленного шпангоута, с учетом его упругости;
$M_{max\ жест}$ — наибольший изгибающий момент усиленного шпангоута, определенный без учета упругости;
$q_{max\ упр}$ — наибольшее значение погонной касательной силы обшивки с учетом влияния упругости шпангоутов;
$q_{max\ жест}$ — наибольшие касательные силы обшивки, полученные без учета упругости.

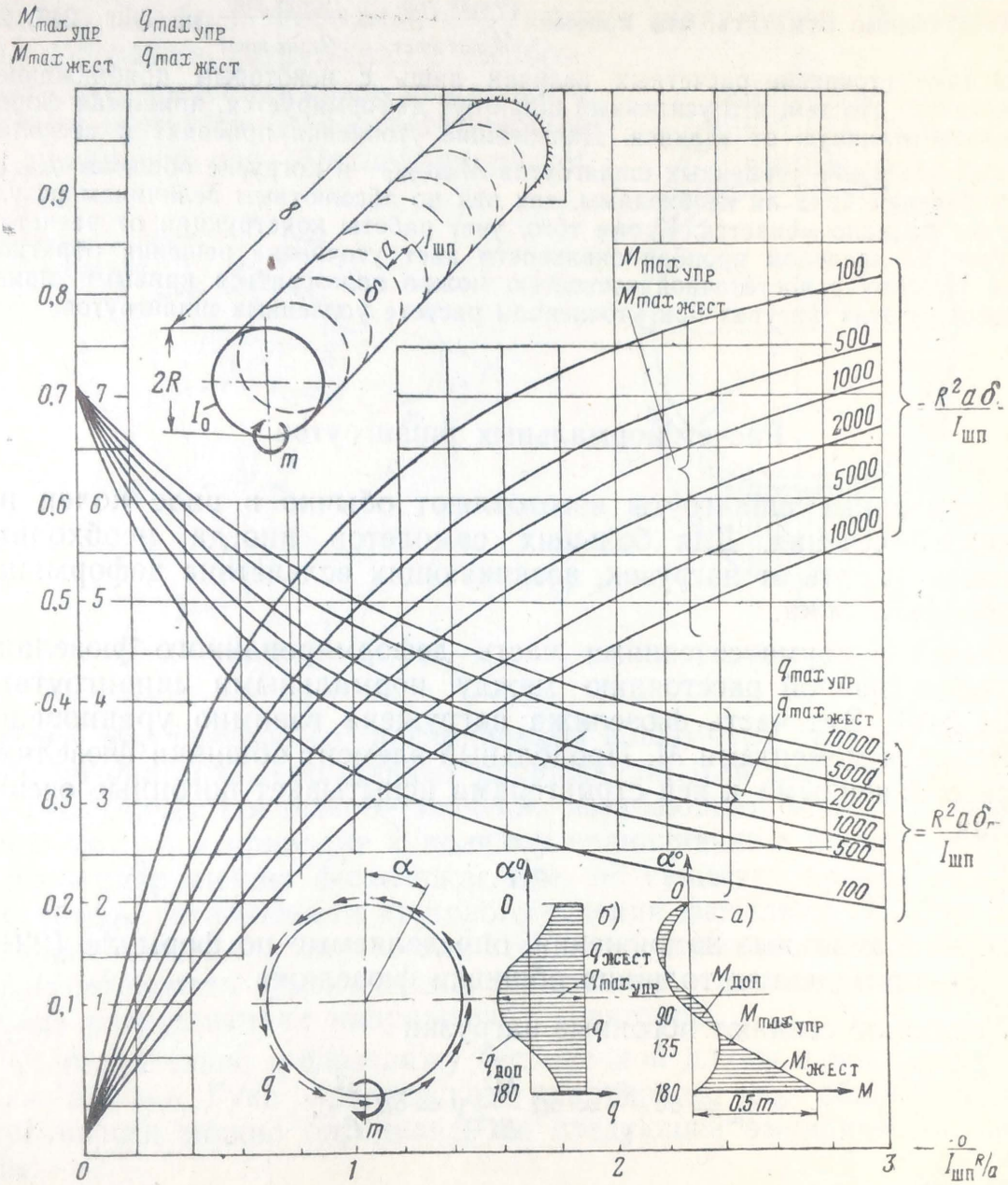
На фиг. 248 $M_{max\ упр}$ и $M_{max\ жест}$ являются соответствующими моментами сечения шпангоута для $\alpha = \frac{3}{4}\pi$.



Фиг. 247.

На фиг. 246,*а*, 247,*а* и 248,*а* показаны по периметру усиленного шпангоута законы изменения изгибающих моментов жесткого шпангоута $M_{жест}$ и дополнительного $M_{доп}$ вследствие упругости конструкции. Заштрихованные части эпюр показывают истинные значения изгибающих моментов $M_{упр}$.

Кривые наибольших изгибающих моментов $M_{max\,упр}$, построенные в относительных величинах, наглядно показывают уменьшение их вследствие упругости конструкции.



$\frac{M_{max\,упр}}{M_{max\,жест}}$
$\frac{q_{max\,упр}}{q_{max\,жест}}$
0,9
0,8
0,7
0,6
0,5
0,4
0,3
0,2
0,1
7
6
5
4
3
2
1
0
1
2
3
$\frac{0}{I_{шп}R/a}$
$\frac{M_{max\,упр}}{M_{max\,жест}}$
100
500
1000
2000
5000
10000
$-\frac{R^2 a \delta}{I_{шп}}$
$\frac{q_{max\,упр}}{q_{max\,жест}}$
10000
5000
2000
1000
500
100
$=\frac{R^2 a \delta_r}{I_{шп}}$
∞
a
δ
$I_{шп}$
$2R$
I_0
m
α
α^0
0
б)
$q_{жест}$
$q_{max\,упр}$
q
$-q_{доп}$
180
q
α^0
0
а)
$M_{доп}$
90
$M_{max\,упр}$
135
$M_{жест}$
180
0.5 m
M

Фиг. 248.

На фиг. 246,*б*, 247,*б* и 248,*б* показаны вдоль периметра законы изменения погонных касательных сил q при жестком шпангоуте $q_{жест}$ и дополнительных $q_{доп}$ вследствие упругости конструкции. Заштрихованные части эпюр показывают истинные значения касательных сил $q_{упр}$.

Кривые наибольших касательных сил $q_{max\,упр}$, построенные в относительных величинах, наглядно показывают увеличение их вследствие упругости конструкции.

Необходимо отметить, что кривые $\frac{M_{max\,упр}}{M_{max\,жест}}$ и $\frac{q_{max\,упр}}{q_{max\,жест}}$ на фиг. 246, 247 и 248 дают уточнение расчетных величин лишь с некоторым приближением. Объясняется это тем, что усиленный шпангоут деформируется, принимая форму, несколько отличную от эллипса. Дальнейшие уточнения приводят к несколько большей разгрузке усиленных шпангоутов $M_{max\,упр}$ и догрузке обшивки $q_{max\,упр}$ Эти уточнения вряд ли необходимы, так как по абсолютным величинам результат расчета мало меняется. Кроме того, учет работы конструкции от расчетной нагрузки за пределом пропорциональности дает уточнение решения обратного знака. Поэтому с достаточной точностью можно пользоваться кривыми, приведенными на этих фигурах при уточненном расчете усиленных шпангоутов.

Расчет нормальных шпангоутов

Нормальные шпангоуты изготовляют обычно в виде колец постоянного сечения. Для больших самолетов иногда необходимо их рассчитывать от нагрузок, возникающих вследствие деформаций изгиба фюзеляжа.

Выделим двумя сечениями часть деформированного фюзеляжа длиной a, равной расстоянию между нормальными шпангоутами (фиг. 249). Эта часть фюзеляжа нагружена взаимно уравновешивающимися моментами M. Продольный элемент обшивки фюзеляжа с присоединенными к ней стрингерами испытывает погонные осевые усилия

$$\sigma\delta,$$

где σ — нормальные напряжения, определяемые по формуле (221);
δ — приведенная толщина обшивки фюзеляжа.

Усилия $\sigma\delta$ создают погонные нагрузки

$$q_ш = \sigma\delta\frac{a}{\rho} = \delta a\frac{M^2}{EI^2}y = \delta a\frac{\sigma^2}{Ey},$$

сплющивающие фюзеляж.

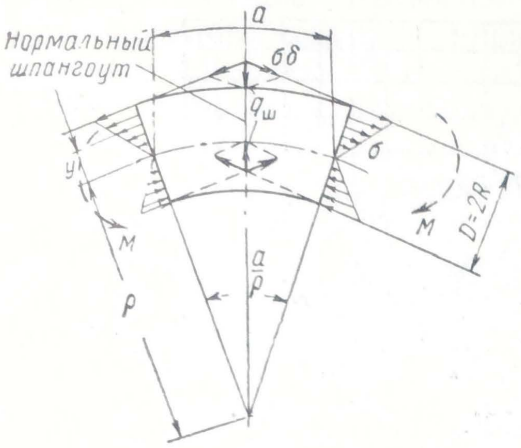
Силы $q_ш$ действуют вертикально — параллельно плоскости деформации фюзеляжа (фиг. 250). Они являются самоуравновешивающимися и воспринимаются изгибом нормальных шпангоутов. Расчет кольца на изгиб производится, как расчет обычной замкнутой рамы. При этом наибольший изгибающий момент шпангоута получается в сечении C

$$M_{max} = 0{,}23q_{ш\,max}R^2,$$

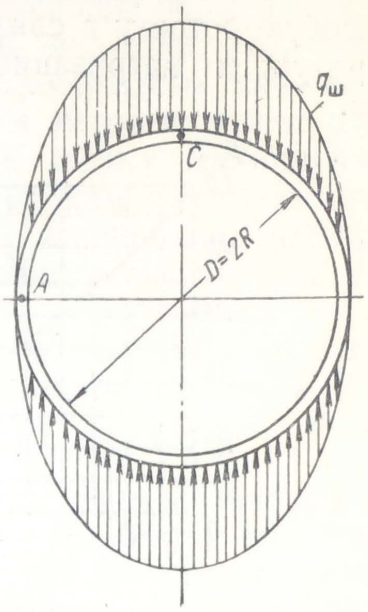
где $q_{ш\,max} = \delta a \frac{M^2}{EI^2} R$ — наибольшие погонные силы, получающиеся в точке C при $y = R$.

В сечении A шпангоута изгибающий момент будет с обратным знаком, а по величине почти равный M_{max}.

Для фюзеляжей больших машин необходимо проверять достаточность изгибной жесткости нормальных шпангоутов. Дело в том, что у фюзеляжа, нагруженного изгибом, отсутствует линейная связь между изгибающим моментом и соответствующей ему кривизной оси. Последняя растет



Фиг. 249.



Фиг. 250.

быстрее. Это связано со сплющиванием поперечных сечений, что ведет к возрастанию нормальных напряжений. Для каждой конструкции существует предельное значение изгибающего момента, превышение которого приводит к полному сплющиванию поперечных сечений — разрушению фюзеляжа, т. е. по существу происходит общая потеря устойчивости кругового сечения фюзеляжа. Предельное значение момента и ему соответствующие нормальные напряжения можно именовать критическими, которые по величине должны быть больше разрушающих напряжений стрингеров.

Применительно к фюзеляжу бесконечной длины в пределах действия закона Гука критические напряжения $\sigma_{кр}$ общей потери устойчивости можно определять по следующей эмпирической формуле:

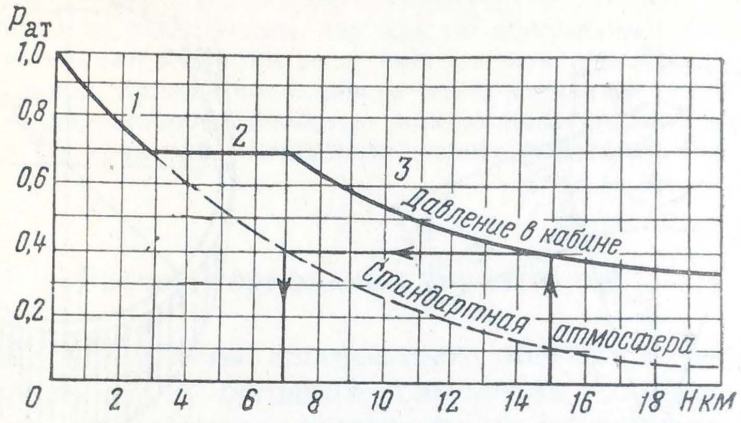
$$\sigma_{кр} = 1{,}2E \sqrt{\frac{I_ш}{R^2 a \delta}}, \qquad (243)$$

где $I_ш$ — момент инерции сечения нормального шпангоута с учетом прилегающей к нему обшивки фюзеляжа.

Для фюзеляжа конечной длины $\sigma_{кр}$ получается больше, чем по приведенной формуле. Следовательно, расчет по ней идет в запас прочности.

РАСЧЕТ ГЕРМЕТИЧЕСКИХ КАБИН

Жизненные условия и наиболее надежная работа экипажа на больших высотах полета достигаются применением герметических кабин, в которых можно создать повышенное содержание кислорода и повышенное давление воздуха по сравнению с атмосферным. Кроме того, устройством термоизоляции герметических кабин и установкой обогревательной или охладительной аппаратуры решается вопрос о поддержании необходимой температуры, что приобретает особую остроту в связи с высотными полетами в зонах низких температур и нагреванием самолетов при больших скоростях полета.



Фиг. 251.

Большое распространение имеют кабины, представляющие собой герметизированный отсек фюзеляжа. Герметическая кабина представляет собой тонкостенную подкрепленную оболочку и работает, во-первых, под действием внутреннего или внешнего избыточного давления, и, во-вторых, подвергается изгибу и кручению, являясь частью силовой схемы фюзеляжа.

Рассмотрение прочности кабины как части фюзеляжа принципиально не имеет каких-либо особенностей, поэтому рассмотрим только вопрос местной прочности конструкции от действия внутреннего или внешнего избыточного давления.

Обычно в кабине до высоты 2000—3000 *м* сохраняется давление окружающей атмосферы (участок кривой *1*, фиг. 251), что обеспечивается соответствующим клапаном. Достигнутое при этом абсолютное давление сохраняется в кабине до некоторой высоты, на которой будет получено определенное избыточное давление по сравнению с окружающей атмосферой (участок кривой *2*). Это избыточное давление, равное примерно 0,3—0,5 *ат*, при дальнейшем подъеме на высоту (участок кривой *3*) обеспечивается соответствующим регулятором или клапаном. Таким образом, «высота» в кабине получается меньше истинной высоты полета самолета. При законе давлений, показанном на фиг. 251, для высоты полета, равной, например, 15 000 *м*, условия в кабине будут соответствовать высоте 7000 *м*.

Внешнее избыточное давление получится при быстром снижении самолета, когда клапан обратного перепада не успевает впускать

воздух из атмосферы в кабину. Давление в кабине может быть ниже атмосферного и при наличии повреждений — пробоин (если они находятся на участках поверхности самолета с пониженным давлением).

По своим формам и конструкции герметическая кабина обычно более способна к восприятию внутренних давлений, поэтому нагружение кабины внешним избыточным давлением более опасно для ее прочности.

По соображениям прочности наивыгоднейшей формой закрытого сосуда, нагруженного давлением изнутри, является, как известно, шар. Но на самолетах не применяют шарообразные кабины из-за неудобства размещения в них экипажа и несоответствия формам фюзеляжа. Кабинам стремятся придать форму цилиндрической оболочки круглого сечения, закрытой по концам сферическими или коническими днищами. В стенках кабины круглой цилиндрической формы под действием внутреннего давления в поперечных и продольных сечениях возникают растягивающие напряжения.

Чаще приходится делать кабину по соображениям компоновки самолета, отличной от круговой цилиндрической оболочки. В этом случае стенки кабины подвергаются изгибу, поэтому их подкрепляют стрингерами и шпангоутами.

Рассмотрим пример кабины, поперечное сечение которой показано на фиг. 252,*а*. Такая форма кабины определяется воздушными каналами двигателей. Обычно кабина состоит из боковых криволинейных панелей, плоских торцевых шпангоутов, пола и фонаря. Боковые панели (фиг. 252,*б*), шпангоуты и пол подкреплены арками и балочками.

Рассмотрим работу и порядок расчета отдельных элементов герметической кабины.

Избыточное внутреннее или внешнее давление (с учетом давления в каналах), непосредственно воздействуя на отдельные стенки, нагружает элементы каркаса кабины, которые своим изгибом передают далее нагрузку на фюзеляж. Интерес представляют боковые криволинейные панели, работа которых зависит от направления действующей нагрузки.

Если давление p направлено внутрь кабины (фиг. 253), то сама обшивка боковых панелей своим растяжением (без участия подкрепляющих ее арок) способна передать нагрузку на лонжероны. Возникающее при этом растягивающее напряжение в обшивке σ определяется из равновесия элемента круговой оболочки:

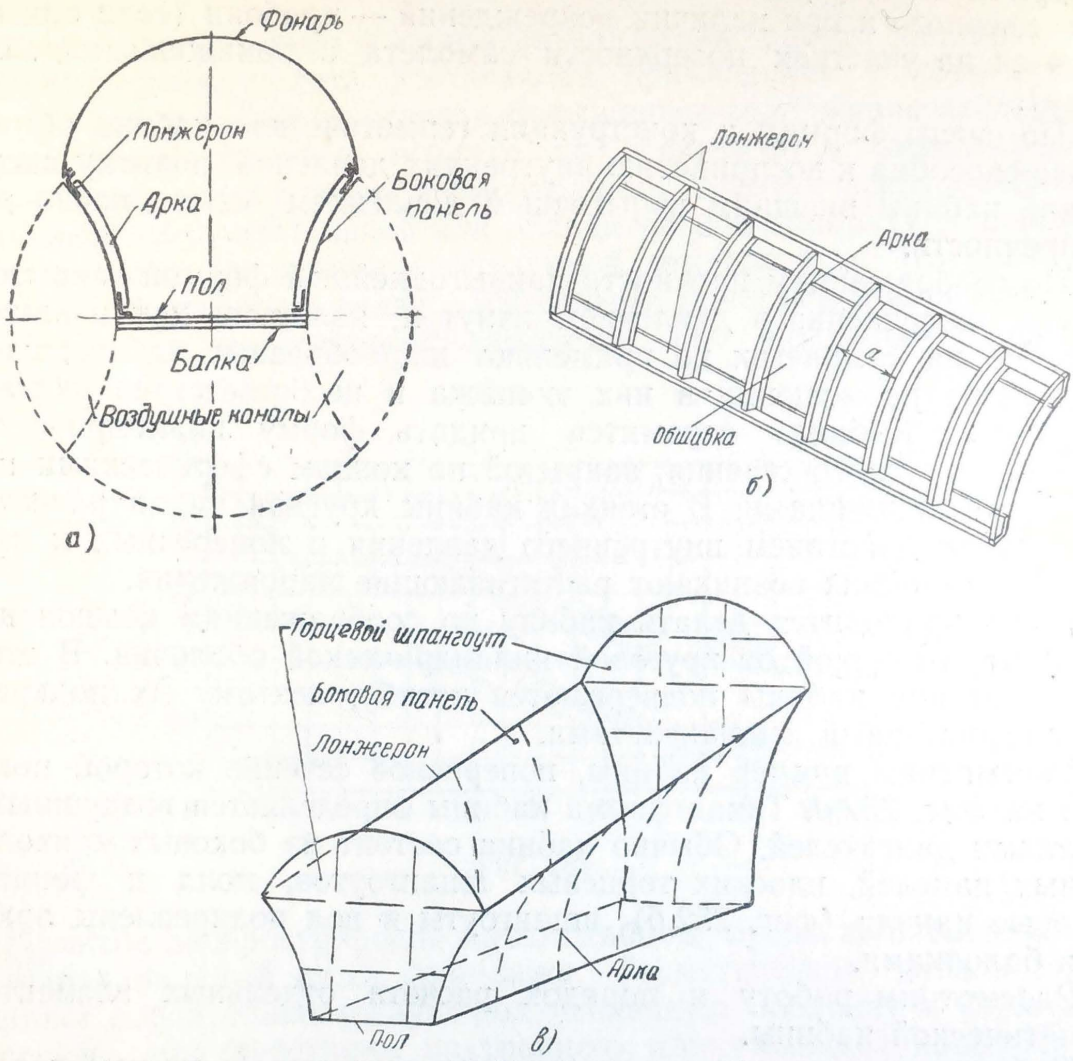
$$\sigma = \frac{pR}{\delta_{об}}, \tag{244}$$

где R — радиус кривизны панели;

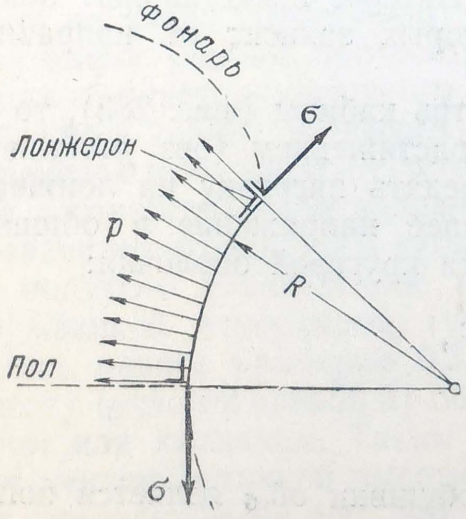
$\delta_{об}$ — толщина обшивки.

Погонная растягивающая сила обшивки $\sigma\delta_{об}$ является поперечной изгибающей нагрузкой лонжеронов.

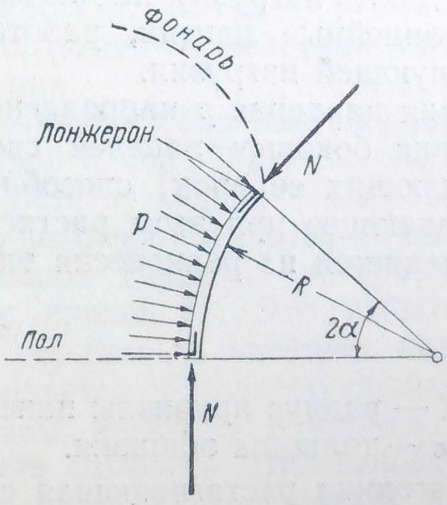
Иначе работает криволинейная панель, когда давление направлено в противоположную сторону (фиг. 254). В этом случае тонкая



Фиг. 252.



Фиг. 253.



Фиг. 254.

обшивка не может воспринять давление p своим сжатием из-за ее потери устойчивости. Здесь уже прочность обеспечивается арками. Обшивка передает давление на арки, которые опираются на лонжероны. Каждая арка нагружена со стороны обшивки погонной воздушной нагрузкой

$$q_в = pa, \tag{245}$$

где a — расстояние между арками.

В поперечном сечении круговой арки радиуса R возникает сжимающее усилие

$$N = q_в R = paR,$$

которое должно быть меньше критического, т. е.

$$N \leqslant \frac{\pi^2 - \alpha^2}{\alpha^2} \frac{EI_{ар}}{R^2}, \tag{246}$$

где $I_{ар}$ — момент инерции сечения арки с учетом прилегающей к ней обшивки.

При малых значениях угла α, т. е. когда можно пренебречь величиной α^2 по сравнению с π^2, последняя формула упрощается

$$N = paR \leqslant \frac{4\pi^2 EI_{ар}}{l_{ар}^2},$$

где $l_{ар} = 2\alpha R$ — длина дуги арки.

Коэффициент 4 в этом уравнении для критической силы N вполне объясним, так как арка—стержень, теряющий устойчивость по двум полуволнам.

Примечание. Выше было принято, что опорами для боковых панелей кабины являлись лонжероны фюзеляжа. Однако при недостаточной их прочности на поперечный изгиб следует рассматривать боковую панель вместе с подкрепляющими ее стрингерами и арками как балку криволинейного сечения, опертую на торцевые шпангоуты кабины. Работа элементов такой балки аналогична работе подвижной части фонаря, который рассмотрен ниже.

Фонарь герметической кабины состоит из неподвижного переднего козырька и подвижной части. Козырьком фонаря является штампованная обечайка, прикрепленная к обшивке фюзеляжа. В специально сделанные вырезы обечайки монтируется стекло. Подвижная часть фонаря состоит из металлического каркаса, в который вмонтировано стекло и закреплено болтами. Подвижную часть (фиг. 255,*а*) крепят к самолету четырьмя узлами.

Рассмотрим работу и расчет подвижной части фонаря.

Фонарь (металлический каркас с остеклением) можно рассматривать как двухопорную балку (фиг. 255,*б*), работающую на изгиб под действием погонной воздушной нагрузки

$$q_в = pB, \tag{247}$$

где p — результирующая удельная нагрузка, равная сумме избыточного давления в кабине и разрежения над фонарем;

B — ширина фонаря.

Наибольший изгибающий момент фонаря

$$M_{max}=\frac{q_в l_ф^2}{8}, \qquad (248)$$

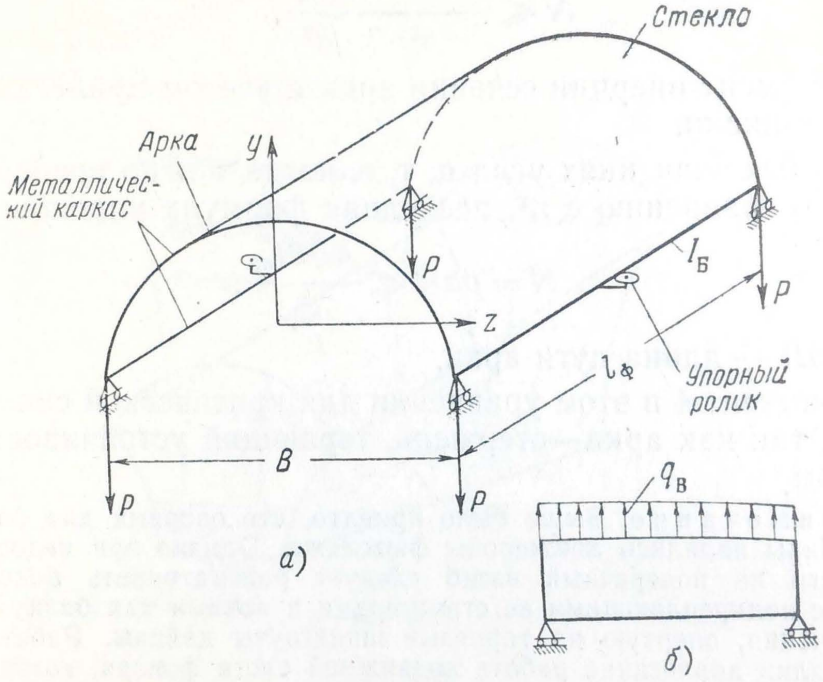
где $l_ф$ — длина фонаря.

Изгибающий момент воспринимается металлическим каркасом вместе с остеклением. Нормальные напряжения в сечении фонаря

$$\sigma=\frac{M_{max}}{I}y\varphi,$$

где $I=\sum y^2\varphi\Delta F$ — момент инерции редуцированного сечения фонаря;

φ — редукционный коэффициент.



Фиг. 255.

Для элементов металлического каркаса можно принять $\varphi_{мет}=1$, а для стекла — отношение модулей упругости стекла $E_{стк}$ и металла $E_{мет}$, из которого сделан каркас

$$\varphi_{стк}=\frac{E_{стк}}{E_{мет}}.$$

Нормальные напряжения в стекле возникают также в продольных сечениях фонаря. Для определения этих напряжений выделим двумя сечениями элемент фонаря единичной длины (фиг. 256). Этот элемент можно рассматривать, как шпангоут тонкостенной балки, нагруженный местной нагрузкой $q_в=p$, которая уравновешивается погонными касательными силами стекла

$$q=\frac{q_в S}{I},$$

где S — статический момент площади отсеченной части сечения.

Рассматриваемый элемент фонаря, как видно из фиг. 256, работает на изгиб и растяжение. Для фонаря кругового сечения радиуса $R_ф$, принимая приближенно $q=p$, получим в любом сечении элемента изгибающий момент

$$m=pR_ф^2(1-\alpha-\cos\alpha+\sin\alpha)-TR_ф\sin\alpha \qquad (249)$$

и растягивающую силу

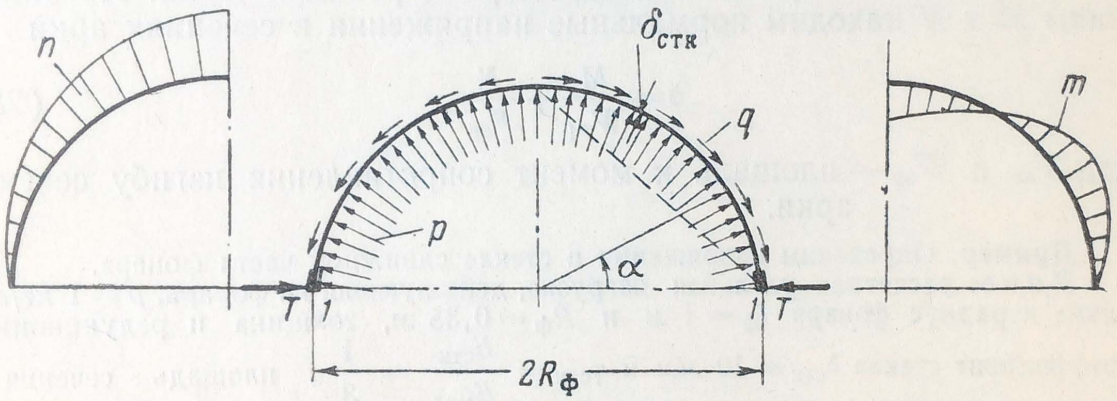
$$n=pR_ф(1-\cos\alpha+\sin\alpha)-T\sin\alpha, \qquad (250)$$

где T — горизонтальная реакция продольной балки каркаса, значение которой находим из расчета фонаря как однажды статически неопределимой системы;

$$T=\frac{0{,}364pR_ф}{1+0{,}000443\left(\frac{\delta_{стк}}{R_ф}\right)^3\frac{l_ф^4}{I_Б}\frac{E_{стк}}{E_{мет}}}, \qquad (251)$$

где $\delta_{стк}$ — толщина стекла;

$I_Б$ — момент инерции продольной балки каркаса.



Фиг. 256.

Для увеличения реакции T целесообразно уменьшить длину $l_ф$ упорными роликами (фиг. 255,*а*). От действия m и n находим нормальные напряжения в продольных сечениях стекла

$$\sigma_{прод}=\frac{6m}{\delta_{стк}^2}+\frac{n}{\delta_{стк}}. \qquad (252)$$

Опорные арки фонаря нагружены силами реакции P (см. фиг. 255). Эти силы (фиг. 257) уравновешиваются погонными касательными силами стекла

$$q=\frac{2PS}{I},$$

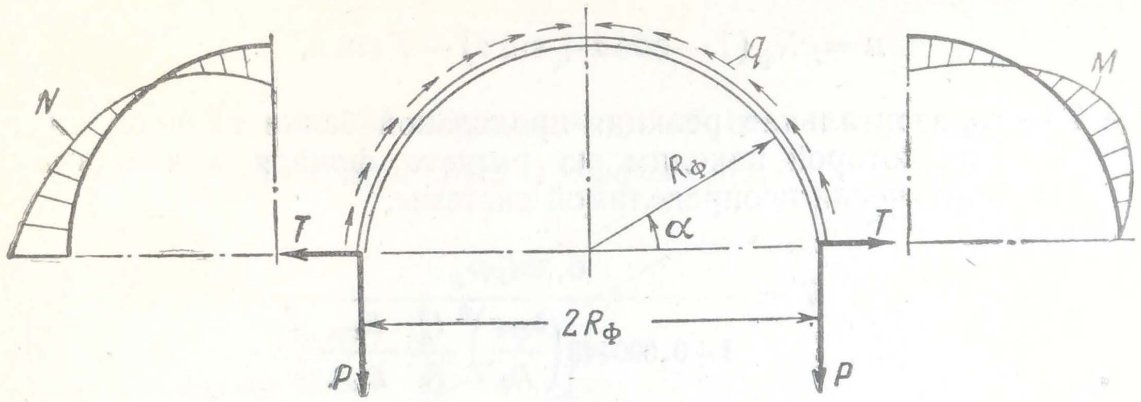
где S и I соответствуют прежним обозначениям.

Для круговой арки радиуса $R_ф$, принимая приближенно $q=\frac{P}{R_ф}$ получим в любом сечении арки изгибающий момент

$$M = PR_ф(1-\alpha-\cos\alpha+\sin\alpha)-TR_ф\sin\alpha \qquad (253)$$

и растягивающую силу

$$N = P(\cos\alpha-\sin\alpha)+T\sin\alpha, \qquad (254)$$



Фиг. 257.

где $T=0{,}364P$ — горизонтальная опорная реакция арки. По значениям M и N находим нормальные напряжения в сечениях арки

$$\sigma=\frac{M}{W_{ар}}+\frac{N}{F_{ар}}, \qquad (255)$$

где $F_{ар}$ и $W_{ар}$ — площадь и момент сопротивления изгибу сечения арки.

Пример. Определим напряжения в стекле сдвижной части фонаря.

Дано: расчетная удельная нагрузка, действующая на фонарь, $p=1$ *кг/см*^{2}, длина и радиус фонаря $l_ф=1$ *м* и $R_ф=0{,}35$ *м*, толщина и редукционный коэффициент стекла $\delta_{стк}=10$ *мм* и $\varphi_{стк}=\frac{E_{стк}}{E_{мет}}=\frac{1}{3}$, площадь сечения и момент инерции дуралюминовой продольной балки фонаря $F_Б=5$ *см*^{2} и $I_Б=6$ *см*^{4}.

Решение: По формулам (247) и (248) находим воздушную нагрузку

$$q_в=1\cdot70=70\ кг/см$$

и максимальный изгибающий момент фонаря

$$M_{max}=\frac{70\cdot10^4}{8}=87\,500\ кгсм.$$

По графикам фиг. 217 и 218 при $\frac{F_Б}{\delta_{стк}R_ф}=\frac{5\cdot3}{1\cdot35}=0{,}428$ и $\varphi=90°$ находим коэффициент $k_z=0{,}5$ и $\bar{y}_{п.т}=0{,}45$. Затем по формулам (230) и (221) находим момент инерции сечения фонаря

$$I=(35)^3\cdot1\cdot0{,}5=21\,500\ см^4$$

и нормальные напряжения в поперечном сечении стекла

$$\sigma=\frac{87\,500}{21\,500}(35-0{,}45\cdot35)=78\ кг/см^2.$$

Определяем по выражению (251) реакцию T

$$T = \frac{0{,}364 \cdot 1 \cdot 35}{1 + \frac{0{,}000443}{43 \cdot 10^3} \cdot \frac{10^8}{6 \cdot 3}} = 12 \text{ кг/см}.$$

По формулам (249), (250) и (252) находим при $\alpha = \frac{\pi}{2}$ погонный изгибающий момент

$$m = 1 \cdot (35)^2 \cdot (1 - 1{,}57 + 0{,}656) = 105 \text{ кг},$$

погонную растягивающую силу

$$n = 1 \cdot 35 \cdot (1 + 0{,}656) = 58 \text{ кг/см}$$

и нормальные напряжения в продольном сечении стекла

$$\sigma_{\text{прод}} = \frac{6 \cdot 105}{1} + \frac{58}{1} = 688 \text{ кг/см}^2.$$

Таким образом, мы видим, что наибольшие напряжения получаются в продольных сечениях стекла.

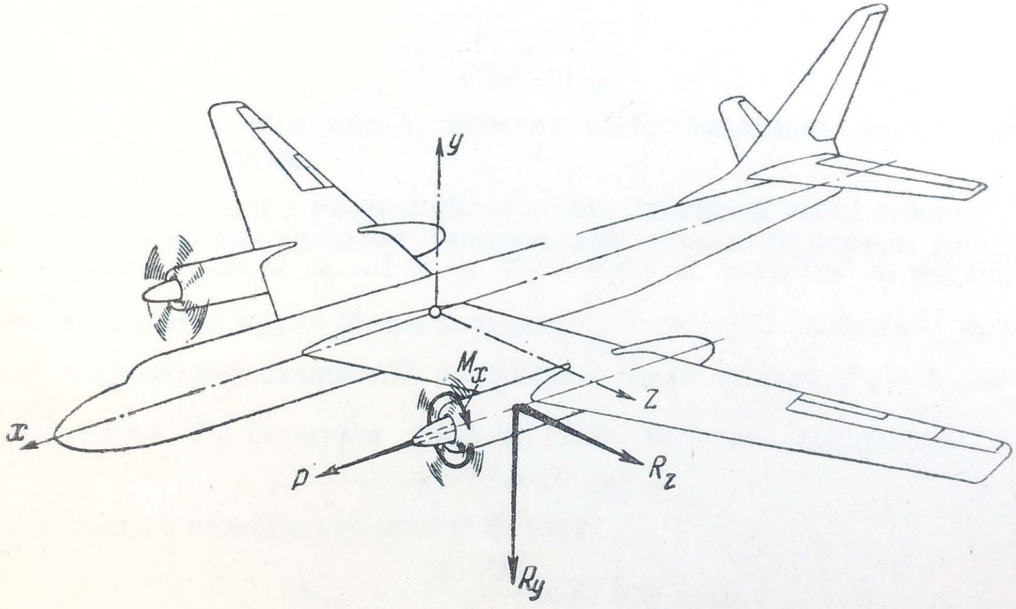
Глава X

ПОДМОТОРНЫЕ РАМЫ

Подмоторные рамы служат для крепления двигателя к самолету. Рассмотрим вначале действующие нагрузки, а затем порядок расчета.

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ПОДМОТОРНЫЕ РАМЫ

Силы, действующие на подмоторные рамы, являются обычно массовыми или обусловленными работой двигателя. Как одни, так и другие, относительно рамы, бывают симметричными или обратно



Фиг. 258.

симметричными. К симметричной нагрузке (фиг. 258) относится тяга двигателя P и массовая сила R_y, а к обратно симметричной — массовая сила R_z и реактивный момент винта M_x.

Массовая сила, возникающая как в полете, так и при посадке, определяется произведением веса двигательной установки $G_д$ на соответствующий коэффициент расчетной перегрузки n_i

$$R_i = G_д n_i,$$

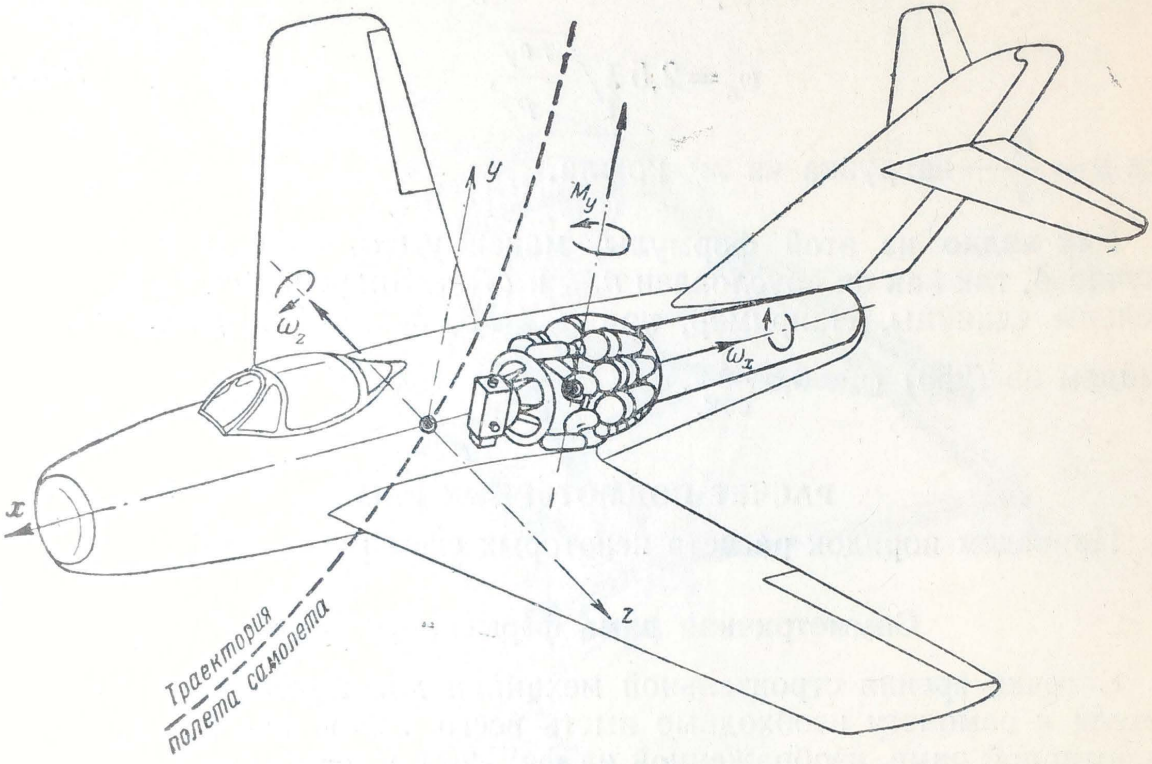
а реактивный момент

$$M_x = f716{,}2\frac{N}{n},$$

где f — коэффициент безопасности;
N и n — мощность в *л. с.* и обороты винта в мин.

По нормам прочности симметричные нагрузки определяют в случаях *А* и *Д* как с учетом, так и без учета тяги двигателя.

Кроме указанных нагрузок, в криволинейном полете возникает также гироскопический момент вращающихся масс двигателя (тур-



Фиг. 259.

бины, компрессора) и винта (фиг. 259). Значение гироскопического момента

$$M_i = I_x\omega_x\omega_i, \qquad (256)$$

где ω_x и I_x — угловая скорость и массовый момент инерции вращающихся частей двигателя относительно оси вращения x;

ω_i — угловая скорость вращения самолета относительно той или иной его оси.

Плоскость действия гироскопического момента перпендикулярна плоскости вращения самолета. Угловая скорость ω_x определяется режимом работы двигателя, а ω_i — маневром самолета.

Так, например, в криволинейном полете самолета, в плоскости симметрии со скоростью v и радиусом траектории r

$$\omega_i = \omega_z = \frac{v}{r}. \qquad (257)$$

Пренебрегая в формуле (1) первым слагаемым — единицей, находим

$$\frac{v}{r}=g\frac{n}{v}.$$

Учитывая, что

$$v=\sqrt{\frac{2pn}{c_y\rho}},$$

получим из уравнения (257) при $\rho=\frac{1}{8}$ и $g\approx 10$ *м/сек*^{2}

$$\omega_z=2{,}5\sqrt{\frac{nc_y}{p}}, \qquad (258)$$

где $p=\frac{G}{S}$ — нагрузка на *м*^{2} крыла.

Как видно из этой формулы, максимум ω_z будет в расчетном случае *A*, так как он обусловлен n_{max} и $c_{y\,max}$. Значение ω_z получается меньше единицы. Например, при $n_{max}=8$, $c_{y\,max}=1$ и $p=200$ *кг/м*^{2} найдем из (258) $\omega_z=0{,}5\frac{1}{\text{сек.}}$.

РАСЧЕТ ПОДМОТОРНЫХ РАМ

Приведем порядок расчета некоторых схем рам.

Симметричная рама ферменного типа

С точки зрения строительной механики для присоединения двигателя к самолету необходимо иметь всего лишь шесть стержней. В моторной раме, изображенной на фиг. 260, имеется восемь стержней. При шарнирных узлах соединения стержней рассматриваемая система является дважды статически неопределимой.

Если использовать условие симметрии системы и производить расчет отдельно от симметричных и обратно симметричных нагрузок, то можно свести задачу к однажды статически неопределимой. Это следует из того, что при действии симметричных сил усилия в симметричных стержнях равны как по знаку, так и по величине. При обратно симметричных нагрузках усилия в симметричных стержнях получаются одинаковыми по величине и разными по знакам.

Моторную раму считают на несколько расчетных случаев. Поэтому целесообразно определять усилия в ее стержнях от единичных сил, которые направлены по осям координат (фиг. 261) и проходят через центр тяжести двигательной установки, а также от единичного реактивного момента и единичного гироскопического момента.

Силу, действующую на двигательную установку и проходящую через ее центр тяжести, раскладываем на составляющие P_x, P_y и P_z вдоль осей координат. Усилия в стержнях определяются алгебраи-

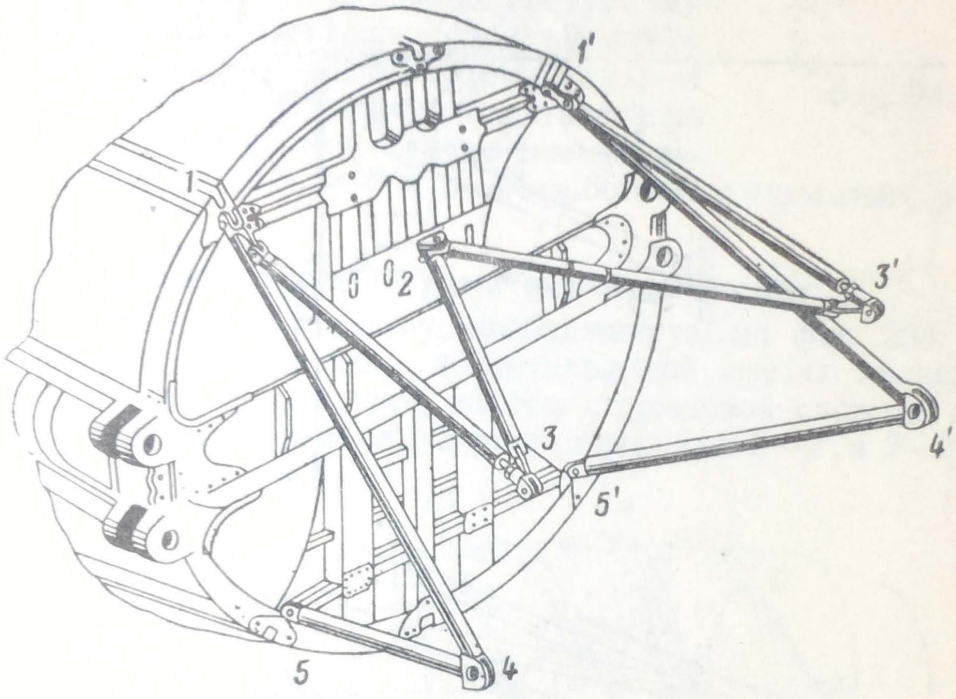
ческой суммой усилий, получающихся при решении фермы отдельно от сил P_x, P_y и P_z.

Усилие в любом стержне от действующей на двигательную установку силы P_i, совпадающей с какой-либо осью, будет

$$S=(S_0+S_1X)P_i,$$

где S_0 — усилие в стержне статически определимой системы от внешней силы, равной единице;

S_1 — усилие в стержне статически определимой системы от единичных сил $X=1$, действующих в обоих лишних стержнях.



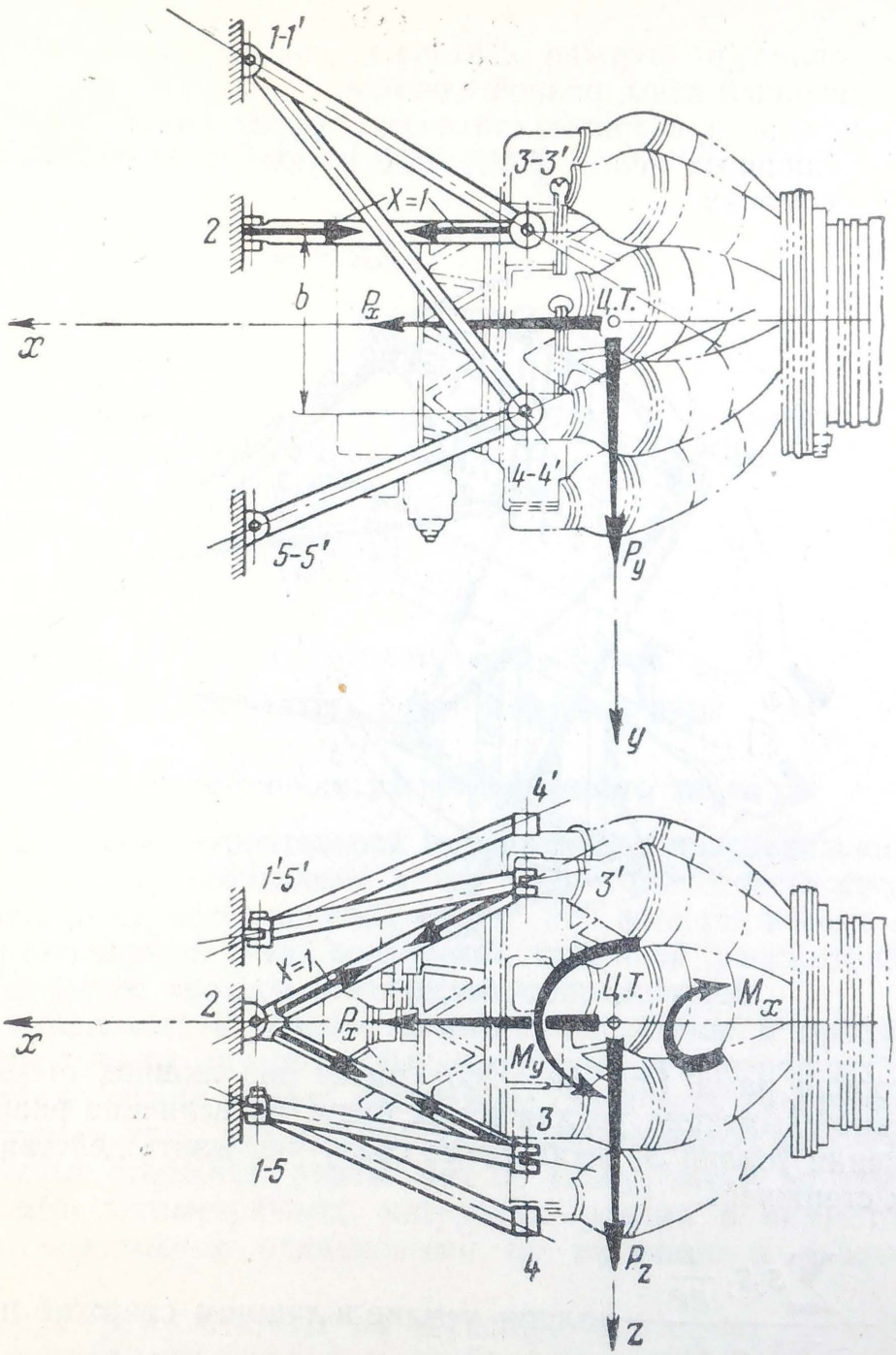
Фиг. 260.

Моторная рама (см. фиг. 260) имеет два лишних стержня, но вследствие симметрии усилия в них будут по величине равны. При определении усилий S_1 необходимо сразу учитывать действие обоих лишних стержней:

$$X=-\frac{\sum S_0S_1\frac{l}{EF}}{\sum S_1^2\frac{l}{EF}}$$ — полное усилие в лишнем стержне при действии внешней силы, равной единице;

l, F и E — длина, площадь поперечного сечения и модуль упругости материала i стержня.

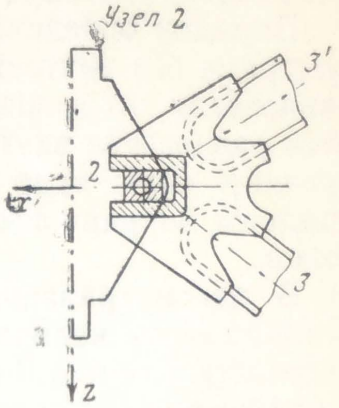
При составлении сумм в выражении для X учитываем только стержневую систему моторамы, принимая двигатель и самолет за



Фиг. 261.

абсолютно жесткие тела. Когда моторная рама состоит из шести стержней, т. е. является статически определимой, полное усилие в любом стержне от действия силы P_i определится по формуле

$$S = S_0 P_i.$$



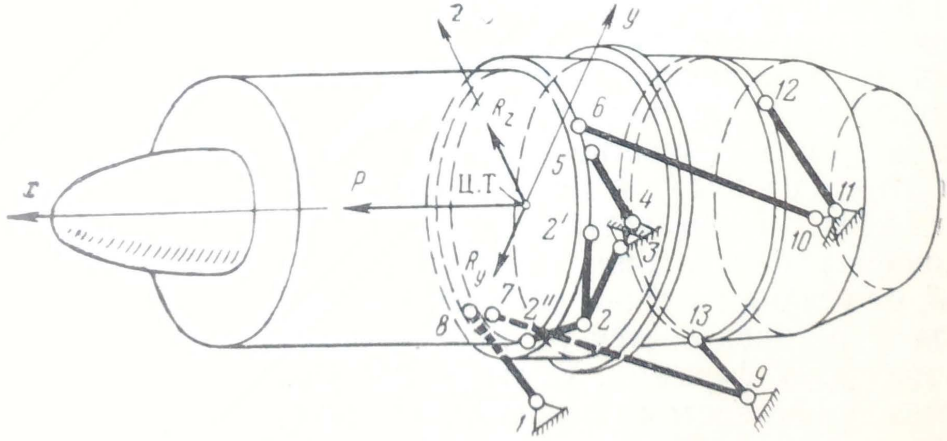
Фиг. 262.

В рассматриваемой моторной раме узел *2* может быть так выполнен, что стержни *2—3* и *2—3′* будут работать лишь при обратно симметричных нагрузках. Это может быть, если шпангоут не подкреплен перпендикулярно его плоскости в месте расположения узла *2* или при наличии свободы перемещения вдоль оси *x* узла *2* (фиг. 262). В таком случае следует моторную раму считать статически определимой от действия симметричных нагрузок (стержни *2—3* и *2—3′* не работают) и одновременно статически неопределимой от действия обратно симметричных нагрузок (стержни *2—3* и *2—3′* работают с усилиями, различными по знаку).

Несимметричная рама ферменного типа

Рассмотрим моторную раму, изображенную на фиг. 263.

Некоторой особенностью рассматриваемой схемы является ее несимметричность. Кроме того, внутри стержневой системы имеется плоский узел *2*, который образован стержнями *2—2′* и *2—2″*.



Фиг. 263.

В стержневых системах с внутренними пространственными и плоскими узлами наименьшее количество стержней определяется формулой

$$m = 6 + 3n' + 2n'',$$

где n' и n'' — количество пространственных и плоских узлов внутри моторной рамы.

Степень статической неопределимости будет выражена разностью между истинным количеством стержней моторамы и минимально необходимым.

Следует иметь в виду, что минимально необходимое число стержней m — условие необходимое, но недостаточное. При выполнении этого условия требуется еще проверить геометрическую неизменяемость системы.

Порядок определения усилий в стержнях здесь такой же, как в мотораме без внутренних узлов системы. Только, помимо выяснения равновесия отсеченной части, придется дополнительно рассматривать равновесие внутренних и пространственных узлов. При этом за внешние силы надо принимать усилия в стержнях, которые были найдены из равновесия отсеченной части моторной рамы с двигателем.

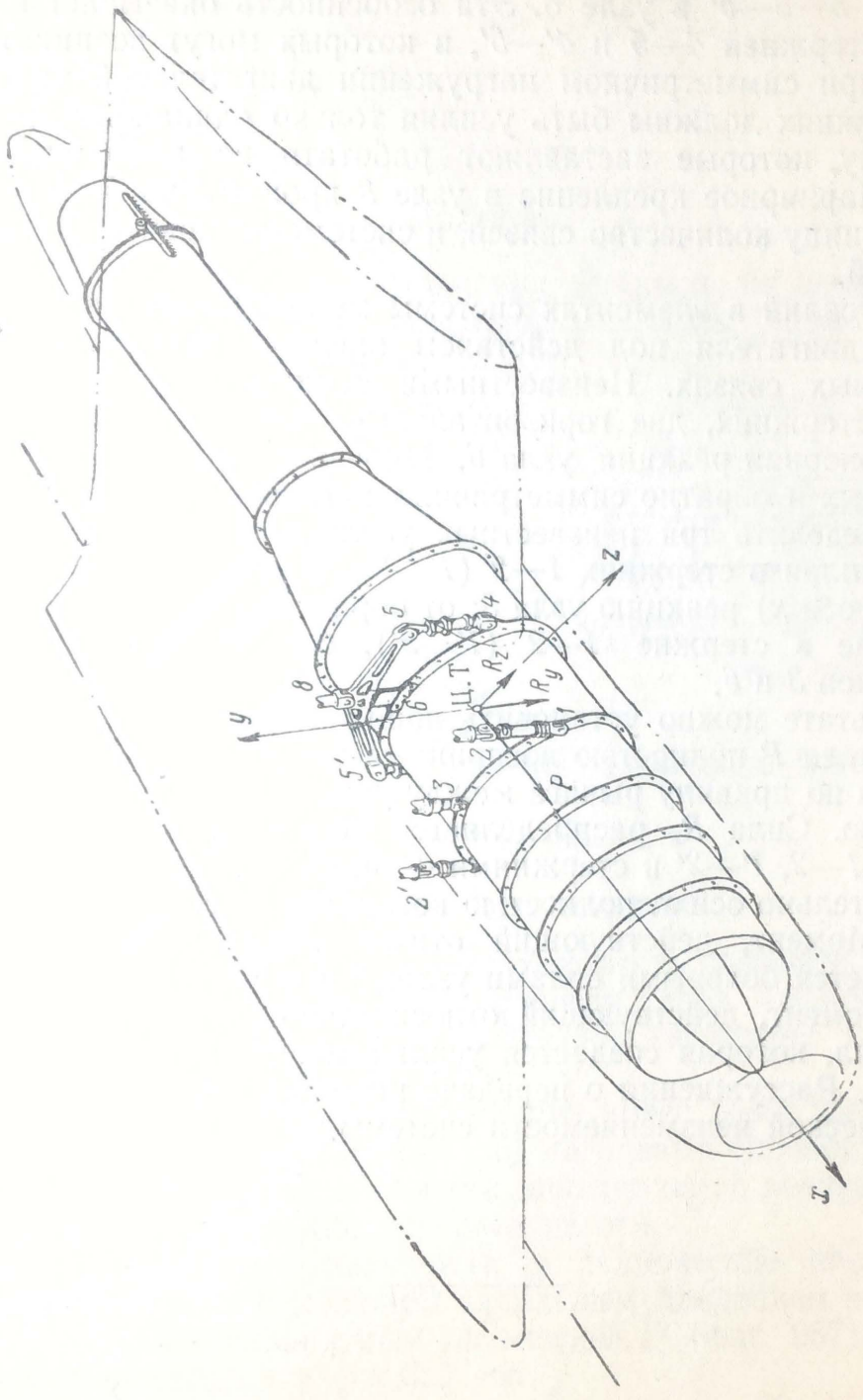
В рассматриваемой моторной раме $n'=0$ и $n''=1$ (узел *2*). Минимальное количество стержней должно быть $m=8$. В действительности имеется 9 стержней. Следовательно, если считать, что все стержни в узлах крепятся шарнирно, моторная рама будет однажды статически неопределимой системой. В качестве лишнего стержня можно принять любой из стержней, расположенных сверху или снизу двигателя. Примем стержень *11—12* за лишний. Тогда при определении усилий в стержнях S_0 и S_1 надо рассечь шесть стержней (*1—8, 3—2, 4—5, 10—6, 9—7* и *9—13*) и рассматривать равновесие отсеченной части моторной рамы с двигателем. Мы можем составить шесть уравнений равновесия, куда войдут шесть неизвестных усилий рассеченных стержней и внешняя нагрузка или единичное усилие лишнего стержня *11—12*. Далее, рассматривая дополнительно равновесие плоского узла *2*, можно найти усилия (S_0 и S_1) в стержнях *2—2'* и *2—2''*. При этом усилие в стержне *2—3* следует считать известным.

Расчет несимметричной моторной рамы обычно несколько сложнее симметричной, так как при определении усилий в стержнях, приходится решать совместно несколько уравнений.

Приближенный расчет рассматриваемой моторной рамы (фиг. 263) можно вести по статически определимой схеме в следующем порядке. Сила R_y полностью воспринимается стержнем *2—3*, от усилия которого работают стержни *2—2'* и *2—2''*. Тяга двигателя P распределяется по правилу рычага между верхней и нижней плоскими фермами. Сила R_z распределяется по правилу рычага между плоскостями передних (*1—8* и *4—5*) и задних (*9—13* и *11—12*) стержней. Момент относительно продольной оси x воспринимается поровну отдельно стержнями передней плоскости (*1—8* и *4—5*) и стержнями задней плоскости (*9—13* и *11—12*). Момент относительно вертикальной оси y воспринимается поровну отдельно стержнями верхней плоскости (*4—5* и *11—12*) и стержнями нижней плоскости (*1—8* и *9—13*).

Комбинированная моторная рама

В рассматриваемой системе (фиг. 264) имеются стержни *1—2*, *1'—2'*, *4—5* и *4'—5'*, узлы *3* и *6* и кронштейн *5—8—5'*. Конструкция узла *3* выполнена так, что может воспринимать лишь силы, лежащие в горизонтальной плоскости (*xoz*). Вертикальные силы узел *3*



Фиг. 264.

не воспринимает. Узел *6* крепления двигателя воспринимает лишь боковые силы. Таким образом, узел *3* создает две связи, а узел *6* — одну связь. Имеющиеся четыре стержня создают еще четыре связи. Следовательно, подвеска двигателя по количеству связей (семь) является однажды статически неопределимой системой.

Некоторой особенностью системы является шарнирное крепление кронштейна *5—8—5′* в узле *8*. Эта особенность оказывает влияние на работу стержней *4—5* и *4′—5′*, в которых могут возникать усилия лишь при симметричном нагружении двигательной установки. В этих стержнях должны быть усилия только одинаковые по величине и знаку, которые заставляют работать на изгиб кронштейн *5—8—5′*. Шарнирное крепление в узле *8* кронштейна *5—8—5′* снижает на единицу количество связей, и система становится статически определимой.

Расчет усилий в элементах системы можно вести, рассматривая равновесие двигателя под действием внешних нагрузок и усилий в рассеченных связях. Неизвестными величинами будут: усилия в четырех стержнях, две горизонтальные опорные реакции узла *3* и боковая опорная реакция узла *6*. Производя расчет отдельно от симметричных и обратно симметричных нагрузок, каждый раз необходимо определять три неизвестных усилия: от симметричных нагрузок — усилия в стержнях *1—2* (*1′—2′*), *4—5* (*4′—5′*) и продольную (вдоль оси *x*) реакцию узла *3*; от обратно симметричных нагрузок — усилие в стержне *1—2* (*1′—2′*), боковые (вдоль оси *z*) реакции узлов *3* и *6*.

В результате можно установить порядок передачи внешних сил. Тяга двигателя *P* полностью воспринимается узлом *3*. Сила R_z распределяется по правилу рычага между узлом *3* и узлом *6* крепления к двигателю. Сила R_y распределяется по правилу рычага между стержнями *1—2*, *1′—2′* и стержнями *4—5*, *4′—5′*. Момент, действующий относительно оси *x*, полностью воспринимается стержнями *1—2* и *1′—2′*. Момент, действующий относительно оси *y*, полностью воспринимается боковыми силами узлов *3* и *6* крепления двигателя. Наконец, момент, действующий относительно оси *z*, воспринимается парой сил, которая создается усилиями стержней *1—2*, *1′—2′* и *4—5*, *4′—5′*. Рассуждения о передаче внешних сил свидетельствуют о геометрической неизменяемости системы.

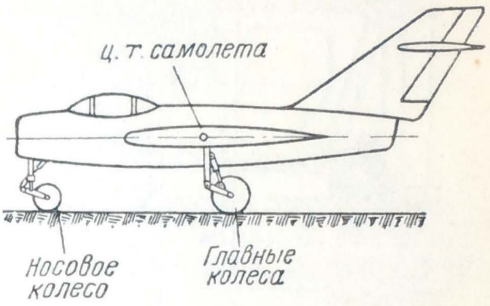
Глава XI

ШАССИ

Шасси служит для передвижения самолета по земле, для разбега перед взлетом и для пробега после посадки. Кроме того, шасси поглощает при посадке большую часть кинетической энергии самолета.

Шасси представляет собой пространственную силовую систему с колесами. Внутри этой системы находятся амортизаторы.

На современных самолетах применяется схема шасси с носовым колесом (фиг. 265). В этой схеме главные колеса располагаются несколько сзади центра тяжести самолета, а переднее колесо вынесено вперед.



Фиг. 265.

Рассмотрим отдельные элементы шасси.

АВИАЦИОННЫЕ КОЛЕСА

Колеса шасси обеспечивают проходимость самолета и воспринимают своими пневматиками часть энергии удара. Торможение колес облегчает маневрирование самолета на аэродроме и сокращает послепосадочный пробег машины.

Основными элементами конструкции колес (фиг. 266) являются: литой барабан из алюминиевых или магниевых сплавов; пневматик, состоящий из покрышки и камеры, накачиваемой воздухом; тормоз, диск которого неподвижно укреплен на оси.

Эксплуатационные особенности и технические характеристики колес определяются в основном начальным давлением воздуха в камере p_0, внешним габаритным диаметром D (фиг. 267), диаметром сечения пневматика d и формой его.

Существующие колеса можно разбить на два типа:

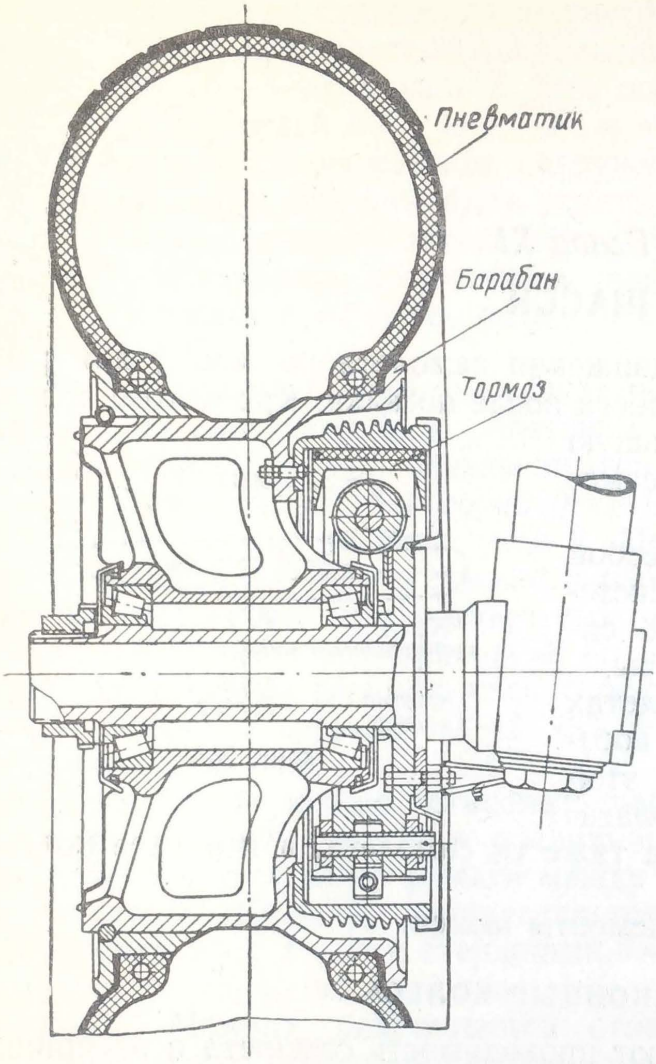
а) колеса высокого давления;

б) колеса среднего давления (полубаллонные).

В колесах высокого давления — пневматик малого диаметра d с высоким давлением предварительной зарядки воздухом 6—10 *ат*

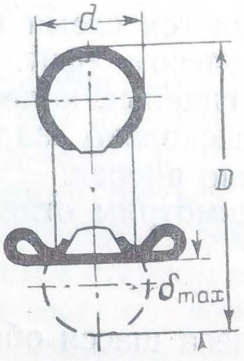
и более. Такие колеса устанавливают на основных стойках шасси самолетов с посадочной скоростью 200—220 *км/час*.

При обжатии пневматика давление в нем не меняется (меняется на 15—20% при полном обжатии). Это обстоятельство дает возможность считать, что среднее по величине давление колеса на грунт примерно соответствует начальному давлению воздуха в пневматике. В этих условиях колесо малой площадью соприкасается с землей, но с большим давлением на грунт, что ухудшает проходимость колес и затрудняет эксплуатацию самолета на вязком аэродроме. Пневматик способен воспринимать небольшую по величине работу из-за малого объема воздуха.



Фиг. 266.

Колеса высокого давления делают малых габари-



Фиг. 267.

тов. Они легче убираются внутрь самолета, в этом их преимущество.

В колесах среднего давления — пневматик большого диаметра d с давлением предварительной зарядки воздухом p_0=3—5 *ат*. Такие колеса устанавливают на самолетах с посадочной скоростью до 160 *км/час*. Благодаря хорошей проходимости они эксплуатируются на полевых малоподготовленных аэродромах. При большом объеме воздуха колесо воспринимает значительную долю кинетической энергии самолета.

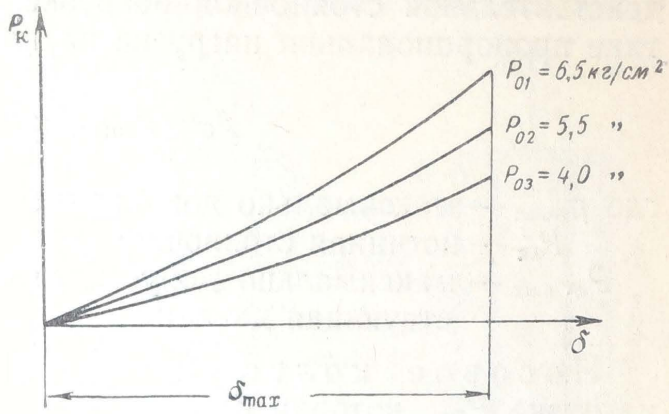
Работа пневматиков

Полную характеристику работы пневматика показывает диаграмма зависимости нагрузки на колесо $P_к$ в функции обжатия

пневматика δ для различных значений предварительной зарядки p_{0i} (фиг. 268).

По кривым видно, что нагрузка на колесо $P_к$ в зависимости от величины обжатия пневматика δ изменяется по закону, близкому к прямой. Угол наклона прямой линии изменяется в зависимости от величины предварительной зарядки пневматика (от давления p_0).

На диаграмме обжатия каждого колеса в каталогах задаются характерные обжатия δ и им соответствующие нагрузки на колесо $P_к$.



Фиг. 268.

Максимальное обжатие пневматика δ_{max} получается от силы $P_{к\,max}$ и относится к моменту соприкосновения внутренних поверхностей пневматика (см. фиг. 267). При дальнейшем увеличении силы сминается резина и деформируется обод. Здесь малым деформациям колеса соответствуют значительные силы, при которых реборда может прорезать покрышку. В эксплуатации максимально допустимым обжатием пневматика является $\delta_{м.д}$, которое принимается на 5% меньше δ_{max}

$$\delta_{м.\,д} = 0{,}95\delta_{max}.$$

Работа, поглощаемая пневматиком в процессе нагружения, будет

$$A_{пн} = \int_0^{\delta} P_к d\delta,$$

и при обжатии $\delta_{м.д}$ можно определить по формуле

$$A_{м.\,д} \approx 0{,}9\,\frac{P_{м.\,д}\delta_{м.\,д}}{2}.$$

Разрушающая радиальная нагрузка колеса $P_{разр.рад}$ приводится в таблицах характеристик колес и по величине всегда превышает максимально допустимую нагрузку на колесо $P_{м.д}$ более, чем в 2 раза.

Отношение нагрузки на колесо при максимально допустимом обжатии пневматика $P_{м.д}$ к стояночной нагрузке $P_{ст}$ называется коэффициентом грузоподъемности колеса

$$n_{гр} = \frac{P_{м.\,д}}{P_{ст}}.$$

Для того чтобы при посадке самолета полностью работало колесо, наибольшие эксплуатационные нагрузки должны быть близки к максимально допустимой нагрузке колеса $P_{м.д}$.

Подбор колес

Главные колеса для самолета подбираются по стандарту, на основании рекомендуемого стояночного обжатия пневматика $\delta_{ст}$ и стояночной нагрузки $P_{ст}$. Стояночное обжатие $\delta_{ст}$ задается из условия долговечности колеса.

Давление в пневматике подбирается так, чтобы при заданном стояночном обжатии нагрузка на колесо по стандарту равнялась бы действительной стояночной нагрузке. Так как давление в пневматике пропорционально нагрузке на колесо, то

$$p_0 = p_{0max} \frac{P_{ст}}{P_{ст\ max}},$$

где p_{0max} — максимально допустимое давление в пневматике;
$P_{ст}$ — истинная стояночная нагрузка;
$P_{ст\ max}$ — максимально допустимая стояночная нагрузка, соответствующая давлению p_{0max}.

Носовое колесо необходимо подбирать по динамической нагрузке $P_{дин}$, которая больше стояночной. Это связано с тем, что оно нагружается дополнительной нагрузкой: от торможения главных колес при пробеге самолета, от тяги двигателей при разбеге самолета. Обжатие пневматика от нагрузки $P_{дин}$ должно соответствовать $\delta_{ст}$. Стандарт колес разрешает брать обжатие пневматика и несколько выше (примерно на 20%)

$$\delta_{дин} = 0{,}5\delta_{max}.$$

Потребное давление в пневматике

$$p_0 = p_{0max} \frac{P_{дин}}{P_{дин\ max}},$$

где $P_{дин\ max}$ — максимально допустимая динамическая нагрузка колеса, которой соответствует максимально допустимое давление в пневматике p_{0max}.

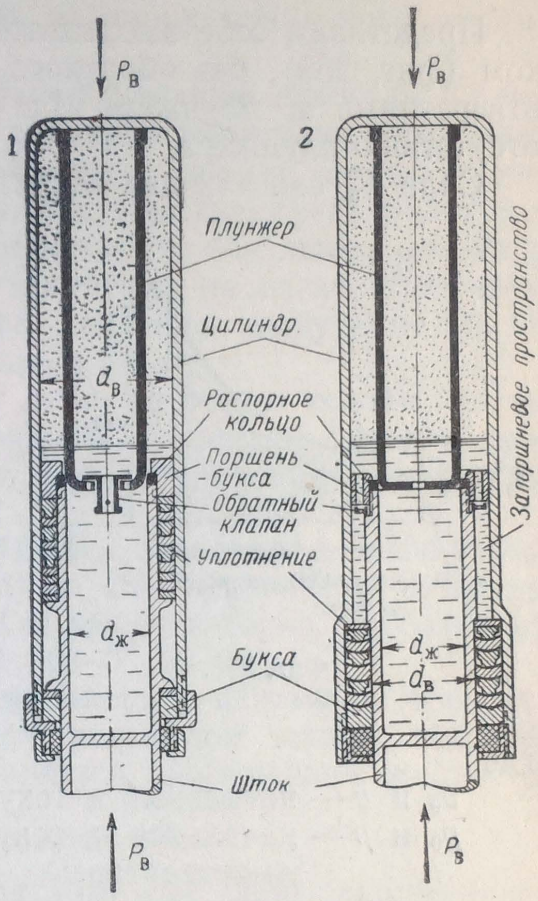
АМОРТИЗАТОРЫ

Амортизация шасси служит для смягчения ударов самолета, возникающих при посадке и движении по неровностям.

При посадке самолета, в момент касания колес земли, траектория центра тяжести несколько наклонна; кроме горизонтального компонента скорости, имеется еще и вертикальный. Горизонтальная составляющая скорости плавно гасится на большом пути пробега самолета силами его лобового сопротивления и силами трения колес о землю. Вертикальная составляющая скорости резко тормозится реакцией земли. При этом самолет испытывает значительные ударные нагрузки. Аналогичное явление получается при движении по неровностям.

Амортизация шасси, состоящая из пневматиков колес и специальных амортизаторов, смягчает удары самолета, возникающие при его посадке и движении по неровному аэродрому.

На современных самолетах амортизаторами шасси являются отдельные силовые стержни шасси, которые проектируются так, что могут сильно сокращаться от действия внешних сил. Вследствие сокращения длины стержня поглощается работа удара. В этих стержнях применяют в качестве амортизаторов резину, пружины или воздух. В настоящее время применяются амортизаторы, представляющие собой сочетание воздушной и жидкостной камер. Жидкость создает хорошее уплотнение в воздушной камере и является дополнительным средством для поглощения работы. Эти амортизаторы называются жидкостно-воздушными.



Фиг. 269.

Конструкция амортизаторов современных самолетов выполняется по одной из схем, изображенных на фиг. 269. Амортизатор состоит из стального цилиндра, в котором подвижно смонтирован шток-поршень. Уплотнение между цилиндром и поршнем обычно достигается кожаными манжетами. В амортизаторе *1* они смонтированы около поршня (верхней буксы), неподвижно относительно штока. В амортизаторе *2* уплотнение поставлено около буксы, неподвижно относительно нижней части цилиндра.

Внутри цилиндра укреплена стальная трубка с отверстиями, которая называется плунжером. Нижний конец плунжера находится в начале полости поршня, где расположено распорное кольцо, которое уничтожает зазоры между плунжером и поршнем. Распорное кольцо может быть неподвижно относительно плунжера или поршня.

В верхней части цилиндра устанавливают зарядный штуцер, через который амортизатор заряжается жидкостью и воздухом. Жидкость представляет собой незамерзающую до $t \approx 50°$ С смесь, которая помещается в полости штока-поршня. Уровень смеси располагается над верхней частью поршня. Воздух занимает внутренний объем цилиндра, включая и внутренний объем плунжера.

При сокращении амортизатора (прямой ход) сокращается объем воздуха и опускается плунжер в полость штока, что сопровождается перетеканием жидкости через калиброванные отверстия нижней части плунжера. В амортизаторе *2*, кроме того, жидкость свободно перетекает в запоршневое пространство. При распрямлении стойки (обратный ход) все проходит в обратном порядке с той лишь раз-

ницей, что жидкость в амортизаторе *1* через обратный клапан перетекает в полость штока в уменьшенные отверстия. В амортизаторе *2* вытесняемая жидкость из запоршневого пространства через обратный клапан проходит в калиброванные отверстия.

РАБОТА ЖИДКОСТНО-ВОЗДУШНОГО АМОРТИЗАТОРА

Работа воздуха

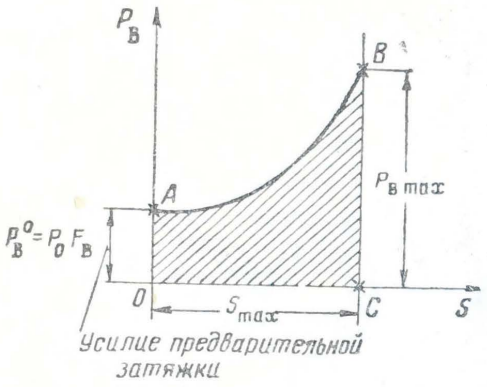
Представим себе амортизатор, заряженный жидкостью и воздухом (фиг. 269), без обратного клапана с большими проходными отверстиями в плунжере для жидкости. Последнее равносильно отсутствию плунжера.

Сила $P_в$, сжимающая амортизатор, уравновешивается давлением воздуха p внутри цилиндра

$$P_в = pF_в, \qquad (259)$$

где

$$F_в = \frac{\pi d_в^2}{4};$$



Фиг. 270.

$d_в$ — диаметр поршня для амортизатора *1*, а для амортизатора *2* — наружный диаметр штока.

Усилие в амортизаторе $P_в$ связано с ходом поршня S законом политропы — кривая AB (фиг. 270).

$$pv^n = p_0 v_0^n, \qquad (260)$$

где

v_0 и v — начальный и текущий объем воздуха в амортизаторе;

p_0 и p — начальное и текущее значение давления воздуха в амортизаторе;

$n \approx 1{,}2$ — показатель политропы.

В амортизаторе воздух сжимается в течение малого промежутка времени. Поэтому процесс может быть адиабатическим ($n=1{,}4$), если в конструкции воздух изолирован от жидкости.

Для того чтобы поглотить большую работу с меньшим ходом амортизатора — с меньшим объемом воздушной камеры, необходимо создать в нем предварительно начальное давление p_0 (отрезок OA). Начальное давление p_0 приводит к тому, что амортизатор начинает сокращаться только после того, как внешняя сила становится больше определенной величины, которая называется предварительной затяжкой.

Работа, поглощаемая воздушным амортизатором при его сокращении,

$$A_в = \int_0^S P_в \, dS.$$

Подставляя в последнее выражение

$$P_в = pF_в, \quad p = p_0\left(\frac{v_0}{v}\right)^n \text{ и } v = v_0 - F_в S,$$

получим

$$A_в = \frac{p_0 v_0}{n-1}\left[\left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{n-1}{n}} - 1\right]. \qquad (261)$$

При проектировании амортизатора обычно задаются начальным давлением воздуха p_0 и определяют величину начального объема воздуха v_0.

Большим величинам p_0 соответствуют меньшие площади $F_в$, что приводит к уменьшению поперечных размеров амортизатора. Однако чрезмерное увеличение p_0 может привести к такому давлению воздуха при сокращении амортизатора, что уплотнение не будет выполнять своих функций, создавая возможность для вытекания жидкости. Для амортизаторов, которые работают на изгиб, практикой установлено наибольшее допустимое давление воздуха в 100 *ат*, чему соответствует начальное давление в 30 *ат*.

Для амортизаторов, работающих лишь на осевое усилие (шасси с рычажной подвеской колес), наибольшее допустимое давление воздуха можно доводить до 500 *ат*, что соответствует начальному давлению в 100 *ат*.

В амортизаторах передних стоек шасси начальное давление воздуха создают гораздо меньших величин. Это приводит к увеличенным габаритам конструкции. Так, для амортизаторов, работающих на изгиб, 5—7 *ат*, а на осевое усилие 20—30 *ат*.

Воздушный амортизатор не удовлетворяет одному из требований, предъявляемых к амортизаторам, вследствие малого гистерезиса. Этот недостаток воздуха устраняется применением жидкости.

Работа жидкости

Рассмотрим работу амортизатора (см. фиг. 269), заряженного жидкостью, но с открытым зарядным штуцером. Ясно, что при сокращении амортизатора давление воздуха, сообщающегося с наружной атмосферой, не изменяется. Работа удара пойдет на преодоление гидравлических сопротивлений при проходе жидкости через отверстие в плунжере. При этом вся работа превратится в тепло, и амортизатор не будет возвращаться в исходное, распрямленное положение. Следовательно, такой амортизатор обладает бо́льшим гистерезисом, чем чисто воздушный.

Определим факторы, влияющие на вид диаграммы зависимости силы сопротивления жидкости $P_ж$ от хода S (фиг. 271) амортизатора. Сила $P_ж$, проталкивающая жидкость через отверстие плунжера, определяется избыточным давлением жидкости $p_ж$

$$P_ж = p_ж F_ж, \qquad (262)$$

где $F_ж = \frac{\pi d_ж^2}{4}$ — площадь давления на жидкость, определяемая внутренним диаметром штока $d_ж$.

Избыточное давление жидкости $p_ж$ определяется ее скоростным напором

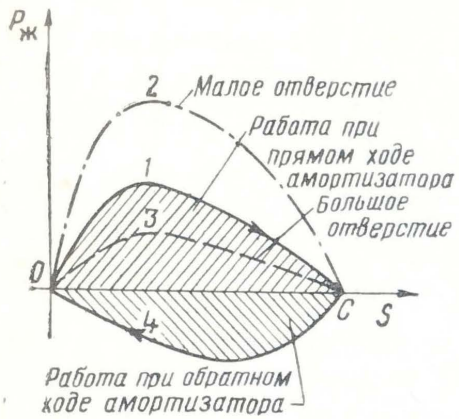
$$p_ж = \frac{\gamma}{g}\frac{v_ж^2}{2}, \tag{263}$$

где $v_ж$ — скорость истечения жидкости через калиброванное отверстие в плунжере площади f;
γ — удельный вес жидкости;
g — ускорение силы тяжести.

Скорость $v_ж$ можно выразить через скорость поршня $v_п$ относительно цилиндра, используя равенство секундных расходов жидкости

$$F_ж v_п = \mu f v_ж,$$

где μ — коэффициент истечения, зависящий от формы отверстия, его глубины, вязкости жидкости и др.



Фиг. 271.

Следовательно,

$$v_ж = v_п \frac{F_ж}{\mu f}. \tag{264}$$

В результате, подставляя значение $p_ж$ из (263) в (262) и применяя формулу (264), получим

$$P_ж = \frac{\gamma}{2g}\frac{F_ж^3}{\mu^2 f^2} v_п^2. \tag{265}$$

По формуле (265) легко анализировать влияние отдельных параметров на величину гидравлического сопротивления жидкости $P_ж$.

Сила $P_ж$ в начале и в конце хода поршня равна нулю, так как начальная и конечная скорость движения поршня равна нулю. Как показывают исследования, скорость сжатия амортизатора $v_п$ вначале быстро нарастает, а затем медленно убывает.

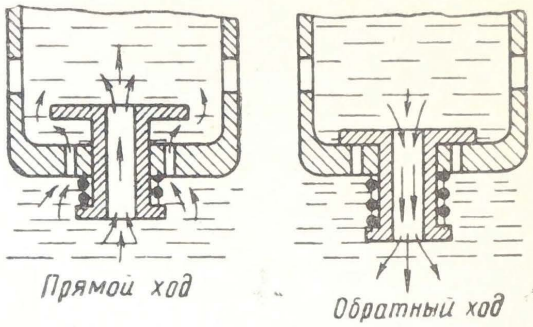
Кривая *2* (фиг. 271) соответствует меньшим площадям сечения отверстий f, а кривая *3* — большим f. У современных амортизаторов площадь проходного отверстия f составляет 1—2% от площади $F_ж$. Сила гидравлического сопротивления $P_ж$ равна нулю, когда f больше 5—8% $F_ж$.

В конструкции амортизатора сжатый воздух давит на жидкость, заставляя амортизатор распрямиться (обратный ход). При этом вследствие обратного перетекания жидкости через малые отверстия происходит дополнительное превращение энергии в тепло, накопившейся в сжатом воздухе при прямом ходе. На фиг. 271 кривая *4* показывает зависимость $P_ж$ от S при обратном ходе. Заштрихованная площадь есть работа жидкости при прямом и обратном ходе.

Характер кривой $P_ж$ по S меняется в зависимости от грубости посадки — высоты парашютирования, которая определяет верти-

кальный компонент скорости самолета при касании колесами земли, что в результате влияет на скорость сокращения амортизатора.

При проектировании амортизатора можно осуществлять желаемый вид кривой $P_ж$ по S выбором переменных площадей сечений проходных отверстий f по ходу. Обычно закон изменения f выбирают таким, чтобы в начале хода, когда скорость движения поршня велика, площадь отверстия f была большей. Затем по мере сокращения амортизатора и уменьшения скорости движения поршня, уменьшалась и площадь отверстия. Такие амортизаторы создают более мягкую амортизацию при рулежке самолета. При посадке самолета сила амортизатора нарастает более плавно.



Фиг. 272.

Для получения более эластичной амортизации желательно, чтобы больший гистерезис был при обратном ходе. Для этого делают в амортизаторе приспособление, которое частично прикрывает проходные сечения f при обратном ходе. Таким приспособлением является обратный клапан (фиг. 272). Обратным клапаном площадь проходных отверстий уменьшается примерно в 2—3 раза.

Следует отметить, что соответствующим выбором величины отверстия в обратном клапане, расположенном в запоршневом пространстве *2* (см. фиг. 269), получаем большую возможность регулировать скорости выхода поршня при обратном ходе. Например, можно достигнуть того, что амортизатор не распрямится. Мы предполагаем при этом, что нет зазоров между элементами амортизатора. Если обратный клапан в амортизаторе *1* полностью перекроет отверстие для прохода жидкости, то все же обратный ход произойдет, так как сила давления воздуха на поршень всегда больше силы вакуума (1 *ат*), который образуется под плунжером при распрямлении амортизатора. Поэтому схема *2* более совершенна, чем *1*.

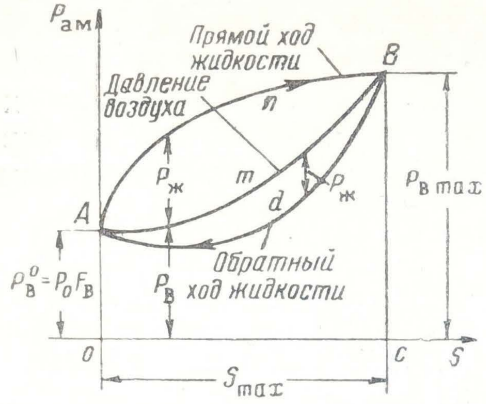
Совместная работа воздуха и жидкости

Теперь представим себе обычный амортизатор (см. фиг. 269), заряженный жидкостью и воздухом с начальным давлением p_0. Такая конструкция представляет собой сочетание двух рассмотренных выше амортизаторов — воздушного и жидкостного.

При работе амортизатора воздух по-прежнему будет сокращаться и расширяться по политропе [уравнение (260)], изображенной на фиг. 273 кривой AmB. При прямом ходе давление жидкости под плунжером будет больше давления воздуха. Вследствие разности давлений $p_ж$ жидкость будет проталкиваться через калиброванные отверстия плунжера.

При обратном ходе давление воздуха выше давления жидкости под плунжером, вследствие чего воздух перегонит жидкость вниз.

При этом сила сопротивления жидкости направлена вверх — в обратную сторону давления воздуха на поршень. В стойке *2* (см. фиг. 269) давление жидкости в запоршневом пространстве больше давления воздуха в цилиндре и приподнятый ею обратный клапан пропустит жидкость через калиброванные отверстия, создавая также силу гидравлического сопротивления, направленную вверх.



Фиг. 273.

На фиг. 273 отрезками $P_ж$ показаны силы гидравлических сопротивлений: выше кривой AmB — при прямом ходе, а ниже ее — при обратном ходе. Площадь фигуры $AnBcoA$ представляет собой работу, воспринимаемую воздухом и жидкостью при сжатии амортизатора при прямом ходе. Площадь, ограниченная кривыми AnB и BdA, изображает работу жидкости прямого и обратного хода, переходящую в тепло (гистерезис).

Трение манжет и букс

При статических и динамических испытаниях амортизаторов диаграммы $P_{ам}=\psi(S)$ получаются отличными от приведенных на фиг. 273. Характерным является то, что при прямом ходе амортизаторы начинают сжиматься от сил $P^0_{ам}>p_0F_в$, а при обратном ходе — удлиняться от силы $<P_{ам\,max}$.

При статическом испытании амортизатора, т. е. при медленном его сжатии, давление воздуха в цилиндре и жидкости под плунжером будет одинаковым. Следовательно, избыточное давление жидкости $p_ж=0$, поэтому амортизатор должен работать по политропе. Однако при испытаниях получаются кривые прямого и обратного хода амортизатора, изображенные на фиг. 274. Аналогичные расхождения кривых обнаруживаются и при динамических испытаниях амортизаторов. Вместо кривых, приведенных на фиг. 273, получаются кривые, изображенные на фиг. 275.

Указанные расхождения кривых объясняются действием сил трения $P_{тр}$ манжет и букс. Эти силы трения получаются переменными по ходу амортизатора.

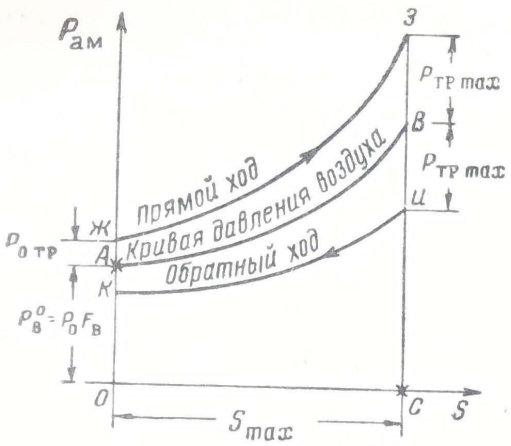
Сила трения манжет (уплотнения) зависит от давления внутри амортизатора, прижимающего манжеты к стенкам, и от коэффициента трения. Сила трения манжет составляет примерно 10% силы амортизатора $P_{ам}$.

Сила трения букс определяется силами прижатия верхней и нижней букс к стенкам и коэффициентом трения.

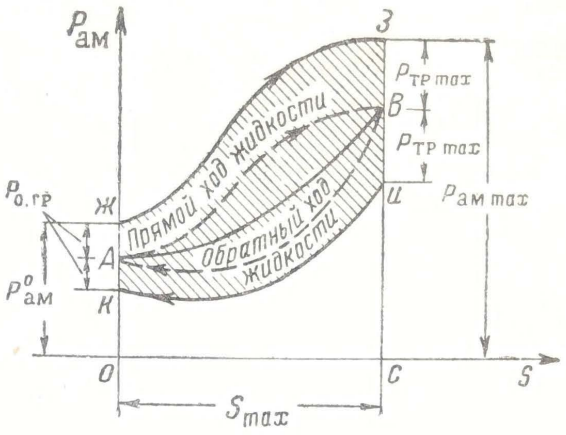
Силы прижатия букс зависят от нагрузки колеса $P_к$ и схемы шасси. Так, например, в схемах шасси с рычажной подвеской колес (фиг. 276) амортизатор работает лишь на осевые усилия. Поэтому

можно считать силы прижатия букс, а следовательно, и силы их трения равными нулю.

В схемах шасси (фиг. 277), где амортизатор дополнительно работает на изгиб, возникают нормальные силы прижатия букс.

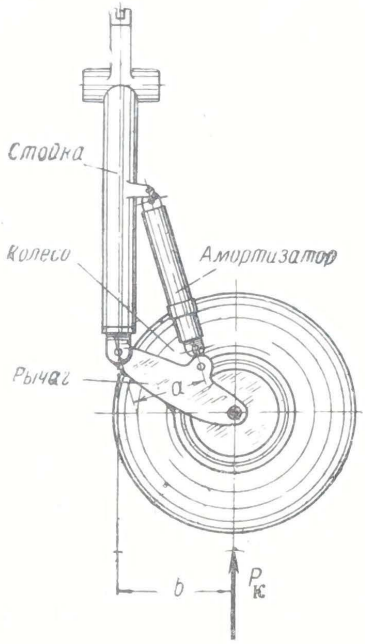


Фиг. 274.

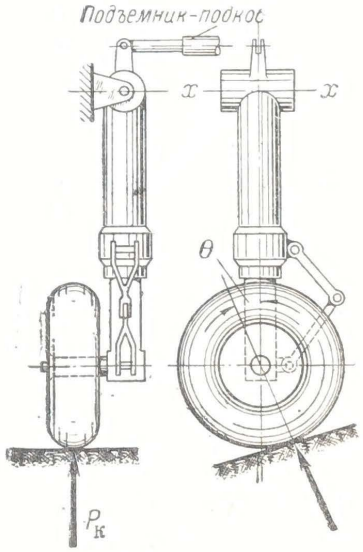


Фиг. 275.

Значение этих сил обусловлено ходом амортизатора S и нагрузкой колеса $P_к$. В начале хода расстояние между верхней и нижней буксами минимально, поэтому при прочих равных условиях силы прижатия букс будут наибольшими, следовательно, наибольшими будут силы их трения.



Фиг. 276.



Фиг. 277.

Силы прижатия букс являются опорными реакциями штока амортизатора (фиг. 278).

Реакция верхней буксы

$$R_в = P_к \sin\theta \frac{a-S}{b+S},$$

а нижней буксы

$$R_н = P_к \sin\theta \frac{a+b}{b+S}.$$

Суммарная сила трения букс будет

$$P_{тр} = (R_в + R_н) f_{тр}$$

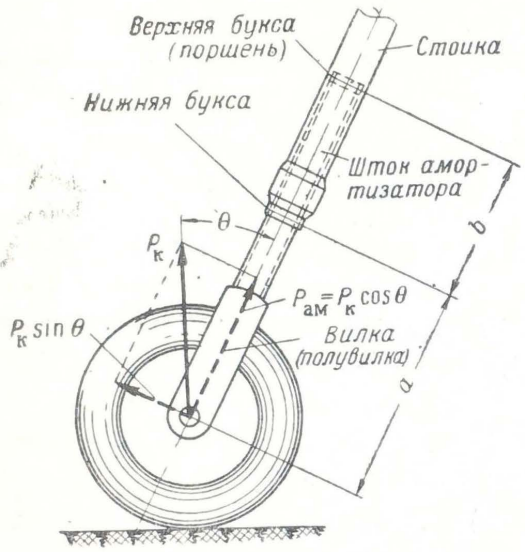
или

$$P_{тр} = P_к \sin\theta \frac{2a+b-S}{b+S} f_{тр},$$

где $f_{тр}$ — коэффициент трения;

S — ход амортизатора.

Сила трения $P_{тр}$ букс может достигать 25% усилия амортизатора $P_{ам}$.



Фиг. 278.

Таким образом, для получения диаграммы амортизатора с учетом трения манжет и букс (см. фиг. 275) необходимо на прямом ходе прибавлять, а на обратном вычитать силу трения $P_{тр}$. При отсутствии более точных данных можно приближенно считать силу трения манжет и букс пропорциональной полному усилию амортизатора $P_{тр} = kP_{ам}$, принимая для амортизатора с рычажной подвеской колес $k=0{,}1$, а для амортизаторов, работающих на изгиб, $k=0{,}2$.

РАСЧЕТ АМОРТИЗАЦИИ

Выше мы рассмотрели принцип действия жидкостно-воздушных амортизаторов. Рассмотрим теперь порядок их расчета.

Подбор колеса. Величина посадочной скорости самолета определяет собой необходимый тип колеса: высокого или среднего давления. Выбор размеров колеса $\frac{D}{d}$ ведется, как это изложено выше, для главных — по стояночной нагрузке $P_{ст}$, а для носового — по динамической нагрузке $P_{дин}$. По каталогу колес найдем все параметры для выбранного колеса.

Определяем кинетическую энергию — нормированную эксплуатационную работу, которую должна воспринять одна нога шасси (колесо и амортизатор):

$$A_н^э = \frac{m_{ред} v_y^2}{2z_1},$$

где $m_{ред} = \frac{G}{g}$ — редуцированная масса для главных ног шасси

$m_{\text{ред}} = \dfrac{\dfrac{G}{g}}{1+\left(\dfrac{a}{i_z}\right)^2}$ — редуцированная масса для его передней ноги;

v_y — вертикальный компонент скорости самолета при его посадке, определяемый по нормам прочности в функции веса самолета и его посадочной скорости с учетом работы, обусловленной опусканием центра тяжести самолета после касания его колес земли;

z_1 — число стоек;

a — расстояние от оси носового колеса до ц. т. самолета.

Формула, определяющая $m_{\text{ред}}$ для передней ноги шасси, получена из рассмотрения внецентренного удара, т. е. с учетом поступательного и вращательного движения самолета. При этом предполагалось, что редуцированная масса $m_{\text{ред}}$ расположена над осью переднего колеса. При внецентренном ударе силой $P_{\text{к}}$, действующей на колесо передней ноги шасси самолета, полное ускорение массы $m_{\text{ред}}$

$$j = j_{\text{п}} + j_{\text{в}},$$

где $j_{\text{п}} = \dfrac{P_{\text{к}}}{\dfrac{G}{g}}$ — поступательное ускорение самолета;

$j_{\text{в}} = \dfrac{P_{\text{к}} a^2}{I_z}$ — окружное (поступательное) ускорение массы $m_{\text{ред}}$, которое получается от углового ускорения самолета вследствие действия неуравновешенного момента $P_{\text{к}} a$;

$I_z = \dfrac{G}{g} i_z^2$ — момент инерции самолета относительно его поперечной оси;

$i_z \approx 0{,}16L$ — радиус инерции самолета;

L — длина самолета.

В результате получаем

$$j = \frac{P_{\text{к}}}{\dfrac{G}{g}} + \frac{P_{\text{к}} a^2}{\dfrac{G}{g} i_z^2}$$

или

$$j = \frac{P_{\text{к}}}{\dfrac{G}{g}} \left[1+\left(\frac{a}{i_z}\right)^2\right].$$

Так как

$$P_{\text{к}} = m_{\text{ред}} j,$$

то

$$m_{\text{ред}} = \frac{\dfrac{G}{g}}{1+\left(\dfrac{a}{i_z}\right)^2}.$$

Вычисляем эксплуатационную работу одного амортизатора

$$A^{э}_{ам} = \frac{A^{э}_{н} - A_{м.д} z_2}{z_3},$$

где z_2 и z_3 — число колес и амортизаторов одной стойки шасси.

Находим максимальный эксплуатационный ход амортизатора На основании фиг. 275 находим

$$A^{э}_{ам} = P^{э}_{ам} S^{э} \eta^{э}, \tag{266}$$

где

$\eta^{э} = \frac{A^{э}_{ам}}{P^{э}_{ам} S^{э}} \leqslant 0{,}7 - 0{,}8$ — коэффициент полноты диаграммы амортизатора;

$P^{э}_{ам} = P_{ст} n^{э} \varphi^{э}$ — наибольшее усилие в амортизаторе основного шасси;

$P^{э}_{ам} = P_{дин} n^{э} \varphi^{э}$ — наибольшее усилие в амортизаторе передней ноги шасси.

Здесь $n^{э}$ — коэффициент эксплуатационной перегрузки, который по величине берется равным коэффициенту грузоподъемности колеса для основного шасси

$$n^{э} = n_{гр} = \frac{P_{м.д}}{P_{ст}}$$

и для передней ноги шасси

$$n^{э} = \frac{P_{м.д}}{P_{дин}};$$

$\varphi^{э} = \frac{P^{э}_{ам}}{P^{э}_{к}}$ — передаточное число при ходе амортизатора $S^{э}$.

Передаточное число в зависимости от схемы шасси может быть постоянным или переменным по ходу амортизатора. Для шасси, в котором амортизатор работает на изгиб (фиг. 278), передаточное число — величина постоянная

$$\varphi = \cos\theta.$$

Для шасси с рычажной подвеской колеса (фиг. 276) передаточное число обычно меняется по ходу

$$\varphi = \frac{b}{a}. \tag{267}$$

Подставляя в формулу (266) значение $P^{э}_{ам}$, найдем эксплуатационный ход амортизатора основного шасси

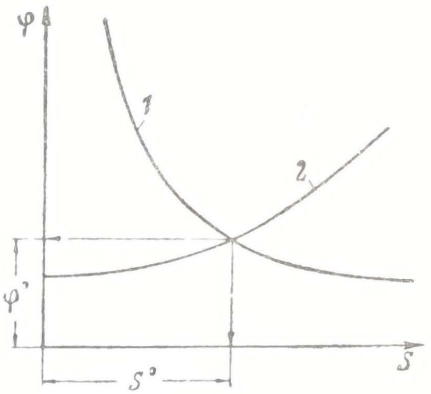
$$S^{э} = \frac{A^{э}_{ам}}{P_{ст} n^{э} \varphi^{э} \eta^{э}}$$

и переднего шасси

$$S^{э} = \frac{A^{э}_{ам}}{P_{дин} n^{э} \varphi^{э} \eta^{э}}. \tag{268}$$

Для шасси с рычажной подвеской колеса, где передаточное число φ переменно, ход амортизатора $S^э$ можно определять последовательными приближениями или графически следующим образом. Строят по формуле (268) кривую φ в функции S (фиг. 279) — кривая *1* и на основании кинематической схемы шасси по формуле (267) — кривую *2*. Точка пересечения этих кривых даст искомые значения хода $S^э$ и передаточного числа $\varphi^э$.

Определение поперечных размеров амортизатора можно вести для начального момента его сжатия по уравнению (259). При этом обычно начальное давление воздуха p_0 задают таким, чтобы сокращение амортизатора основного шасси начиналось от нагрузки колеса $P_0 \leqslant P_{ст}$ и передней ноги шасси $P_0 \leqslant P_{дин}$.



Фиг. 279.

Отношение P_0 к $P_{ст}$ или $P_{дин}$ обозначается n_0 и называется коэффициентом предварительной затяжки. Чем меньше величина n_0, тем мягче получается амортизация. Обычно принимают $n_0 = 0{,}5—1$. Выбор бóльших значений n_0 для передних ног шасси объясняется желанием избежать раскачки самолета, которая ведет к резким изменениям углов атаки крыла при движении самолета по неровному аэродрому.

В результате уравнение (259) принимает вид

$$p_0 F_в = (1-k)\, P_{ст} n_0 \varphi_0, \qquad (269)$$

где $F_в = \frac{\pi d_в^2}{4}$ — площадь поршня для амортизатора *1* (см. фиг. 269), а для амортизатора *2* — площадь сечения штока;

φ_0 — передаточное число при полностью распрямленном амортизаторе;

$k = 0{,}1 - 0{,}2$ — коэффициент, учитывающий трение манжет и букс (см. стр. 230).

Для амортизаторов передней ноги шасси необходимо в уравнении (269) брать вместо $P_{ст}$ величину $P_{дин}$.

Таким образом, задаваясь начальным давлением в амортизаторе p_0, как это изложено на стр. 226, и беря n_0 с учетом опыта эксплуатации подобных машин, мы можем по уравнению (269) определить $F_в$, следовательно, и диаметр $d_в$. Полученный диаметр $d_в$ является исходной величиной для определения основных поперечных размеров амортизатора (см. фиг. 269). При этом размеры уплотнения берут по образцам выполненных конструкций, а толщины стенок штока и цилиндра определяются еще условиями прочности.

Вычисление начального объема воздуха производится по уравнению политропы (260)

$$\frac{p^{э}}{p_0}=\left(\frac{v_0}{v^{э}}\right)^{n}, \tag{270}$$

где $p^{э}$ и $v^{э}=v_0-F_{в}S^{э}$ — давление и объем воздуха к моменту, когда амортизатор воспринимает работу $A^{э}_{ам}$.

Учитывая, что отношение

$$\frac{p^{э}}{p_0}=\frac{n^{э}}{n_0}\,\frac{\varphi^{э}}{\varphi_0} \tag{271}$$

является известным числом, получим формулу для определения v_0.

$$v_0=\frac{F_{в}S^{э}}{1-\left(\dfrac{n_0\varphi_0}{n^{э}\varphi^{э}}\right)^{\frac{1}{n}}}. \tag{272}$$

Ход амортизатора при стоянке самолета вычисляется по формуле (272)

$$S_{ст}=\frac{v_0}{F_{в}}\left[1-\left(\frac{n_0\varphi_0}{\varphi_{ст}}\right)^{\frac{1}{n}}\right], \tag{273}$$

где $\varphi_{ст}$ — передаточное число шасси при стоянке самолета, которое может определяться графически по аналогии с фиг. 279.

Расчет предельного хода амортизатора S_{max} и соответствующей ему наибольшей перегрузки n_{max}. Чтобы при грубой посадке не произошло разрушения самолета, нормы прочности предусматривают расчет амортизации на работу

$$A_{max}=1{,}8A^{э}_{н}.$$

Предположим, что амортизатор спроектирован, т. е. выбраны все его размеры. Необходимо для A_{max} обеспечить ход амортизатора S_{max}, а также удовлетворить прочность, которая соответствует коэффициенту перегрузки n_{max}. Для определения двух неизвестных величин S_{max} и n_{max} можно написать по аналогии с уравнениями (268), (270) и (271)

$$S_{max}=\frac{A^{max}_{ам}}{P_{ст}n_{max}\varphi_{max}\eta_{max}} \tag{274}$$

и

$$\frac{n_{max}\varphi_{max}}{n_0\varphi_0}=\left(\frac{v_0}{v_0-F_{в}S_{max}}\right)^{n}, \tag{275}$$

где φ_{max} — передаточное число шасси, которое соответствует искомому ходу S_{max};

$A_{ам}^{max} = A_{max} - A_{п\,max}$ — работа амортизатора;

$A_{п\,max}$ — работа, воспринимаемая пневматиком при максимальном его обжатии;

η_{max} — коэффициент полноты диаграммы, который в первом приближении можно брать равным коэффициенту $\eta^э$.

Уравнения (274) и (275) удобно решать совместно графически, принимая за неизвестные величины S_{max} и произведение $n_{max}\varphi_{max}$. Затем по кривой *2* (фиг. 279) по величине S_{max} определяем φ_{max}, что дает возможность вычислить n_{max}.

Нагрузка на колесо $P_{ст}n_{max}$ или $P_{дин}n_{max}$ по величине должна быть меньше предельной нагрузки $P_{пред}$, задаваемой каталогами колес в зависимости от разрушающей радиальной нагрузки колеса

$$P_{пред} = 0{,}75P_{разр.\,рад}.$$

Обычно предельный ход амортизатора S_{max} превышает ход $S^э$ не более чем на 10%:

$$S_{max} \approx 1{,}1S^э.$$

Количество жидкости амортизатора определяется с таким расчетом, чтобы в процессе сокращения амортизатора не оголялись калиброванные отверстия для прохода жидкости. Это устраняет гидравлические удары при работе амортизатора.

Высота воздушной камеры определяется начальным объемом воздуха v_0 и внутренней площадью сечения цилиндра.

Определение площадей отверстий для прохода жидкости. Вычисленные выше данные определяют все размеры амортизатора, за исключением площадей проходных отверстий для жидкости в плунжере и в обратном клапане. Эти площади f определяются из формулы (265)

$$f = v_п \sqrt{\frac{\gamma}{2g}\frac{F_ж^3}{P_ж \mu^2}}. \qquad (276)$$

В процессе сокращения амортизатора переменными величинами являются скорость движения поршня $v_п$ и избыточная сила жидкости $P_ж$, которые в начале и конце хода имеют нулевые значения. Для амортизаторов с постоянным сечением отверстий для жидкости (f=const) отношение

$$\frac{v_п^2}{P_ж} = \text{const}.$$

Принимая вначале работы жидкости

$$v_п = 0{,}7\frac{v_{ц.\,т}}{\varphi_{ср}}$$

и

$$P_ж = 2\frac{A_ж}{S^э - S_{св}},$$

получим из уравнения (276) приближенную формулу для определения постоянных или средних значений переменных площадей проходных отверстий для жидкости

$$f \approx 0{,}35 \frac{v_{\text{ц.т}}}{\varphi_{\text{ср}}} \sqrt{\frac{\gamma F_{\text{ж}}^3}{g\mu^2 A_{\text{ж}}} (S^{\text{э}} - S_{\text{св}})}, \qquad (277)$$

где

$$S_{\text{св}} = \frac{1}{\varphi_{\text{ср}}} [h - (\delta_{\text{м. д}} - 0{,}25\delta_{\text{ст}})];$$

$S_{\text{св}}$ — свободный ход амортизатора, в течение которого отсутствуют гидравлические сопротивления из-за больших f и смягчаются перегрузки, возникающие при движении самолета по неровному аэродрому;

h — высота неровности (кочки), которую считают равной 120 *мм*;

$\varphi_{\text{ср}}$ — среднее значение передаточного числа на свободном ходе;

$$A_{\text{ж}} = (1 - k) A_{\text{ам}}^{\text{э}} - A_{\text{в}},$$

где $A_{\text{ж}}$ — работа, воспринимаемая жидкостью при сокращении амортизатора;

$A_{\text{в}}$ — работа, воспринимаемая воздухом, определяется по формуле (261);

0,25 — коэффициент, учитывающий подъемную силу самолета $Y = 0{,}75G$;

$k = 0{,}1 - 0{,}2$ — коэффициент, учитывающий трение манжет и букс.

В формуле (277) скорость опускания центра тяжести самолета $v_{\text{ц.т}}$ в момент касания колес земли определяется из равенства

$$\frac{m_{\text{ред}} v_{\text{ц. т}}^2}{2} + 0{,}25 m_{\text{ред}} g (S^{\text{э}} \varphi^{\text{э}} + \delta_{\text{м. д}}) = m_{\text{ред}} g n^{\text{э}} \left(S^{\text{э}} \varphi^{\text{э}} \eta^{\text{э}} + \frac{\delta_{\text{м. д}}}{2} \right), \qquad (278)$$

где в левой части — сумма кинетической энергии и дополнительной работы самолета G и его подъемной силы $Y = 0{,}75G$ на обжатии амортизатора и пневматика, а в правой части — работа, воспринимаемая амортизатором и пневматиком.

Площади сечений для протока жидкости в обратных клапанах обычно составляют 30—50% от f, определяемых по формуле (277).

Определение переменных площадей отверстий для прохода жидкости проводится по той же формуле (276). Скорость движения поршня $v_{\text{п}}$ находим из следующего соотношения

$$\frac{v_{\text{п}}}{v_{\text{ц. т}}} \approx \frac{\Delta S}{\Delta S \varphi_i + \Delta\delta},$$

где ΔS — приращение хода стойки за некоторое время Δt;

$\Delta\delta$ — приращение хода пневматика за то же время Δt.

Скорость опускания центра тяжести редуцированной массы самолета $m_{\text{ред}}$ в произвольный момент времени находится из уравнения, аналогичного (278):

$$\frac{m_{\text{ред}} v_{\text{ц. т}}^2}{2} = A_{\text{н}}^{\text{э}} - 0{,}25 m_{\text{ред}} g \left(\int_0^{S^{\text{э}}} \varphi \, dS + \delta_{\text{м. д}} \right) - A_{\text{пн}} - A_{\text{ам}} +$$

$$+ 0{,}25 m_{\text{ред}} g \left(\int_0^{S_i} \varphi_i \, dS + \delta_i \right), \qquad (279)$$

где

$A_{\text{н}}^{\text{э}} - 0{,}25 m_{\text{ред}} g \left(\int_0^{S^{\text{э}}} \varphi \, dS + \delta_{\text{м. д}} \right)$ — работа, которую необходимо поглотить к началу сокращения пневматика и амортизатора,

$A_{\text{пн}}$ и $A_{\text{ам}}$ — работа, воспринятая пневматиком и амортизатором к рассматриваемому моменту времени.

При расчете амортизатора передней ноги шасси можно пренебречь влиянием подъемной силы и брать коэффициент, равный единице, вместо 0,25.

Таким образом, задаваясь ходом амортизатора S, мы получаем усилие амортизатора $P_{\text{ам}}$ и его работу $A_{\text{ам}}$ (см. фиг. 275). По величине $P_{\text{к}} = \frac{P_{\text{ам}}}{\varphi}$ находим δ и по фиг. 268 подсчитываем $A_{\text{пн}}$. Величины ΔS и $\Delta\delta$ получим, задаваясь двумя близкими значениями S, при этом берется среднее из двух получающихся значений $v_{\text{ц.т}}$.

Весь расчет площади проходных отверстий f удобно вести в следующем порядке. В самом начале необходимо вычертить в масштабе политропу (фиг. 280,*а*) и кривую жидкости для прямого хода. Кривую жидкости чертят от руки в виде плавной кривой с таким расчетом, чтобы площадь была равна

$$(1 - k) P_{\text{ст}} n^{\text{э}} S^{\text{э}} \varphi^{\text{э}} \eta^{\text{э}}.$$

Далее вычерчивают кривую трения манжет и букс так (если нет более точных данных), чтобы $P_{\text{тр}}$ в каждый момент было равно $kP_{\text{ам}}$. Затем ход $S^{\text{э}}$ разбиваем на 10—20 участков, для которых получаем значения $P_{1\text{ам}}, P_{2\text{ам}} \ldots P_{i\text{ам}}$.

Для каждого хода S_i амортизатора получим работу

$$A_{\text{ам}} = \int_0^{S_i} P_{\text{ам}} \, dS,$$

если построим интегральную кривую от $P_{\text{ам}} = \psi(S)$, которая показана на фиг. 280,*б*. Кроме того, необходимо иметь диаграмму $P_{\text{ам}} = \psi(\delta)$ для колеса (фиг. 280,*в*) и ее интегральную кривую (фиг. 280,*г*).

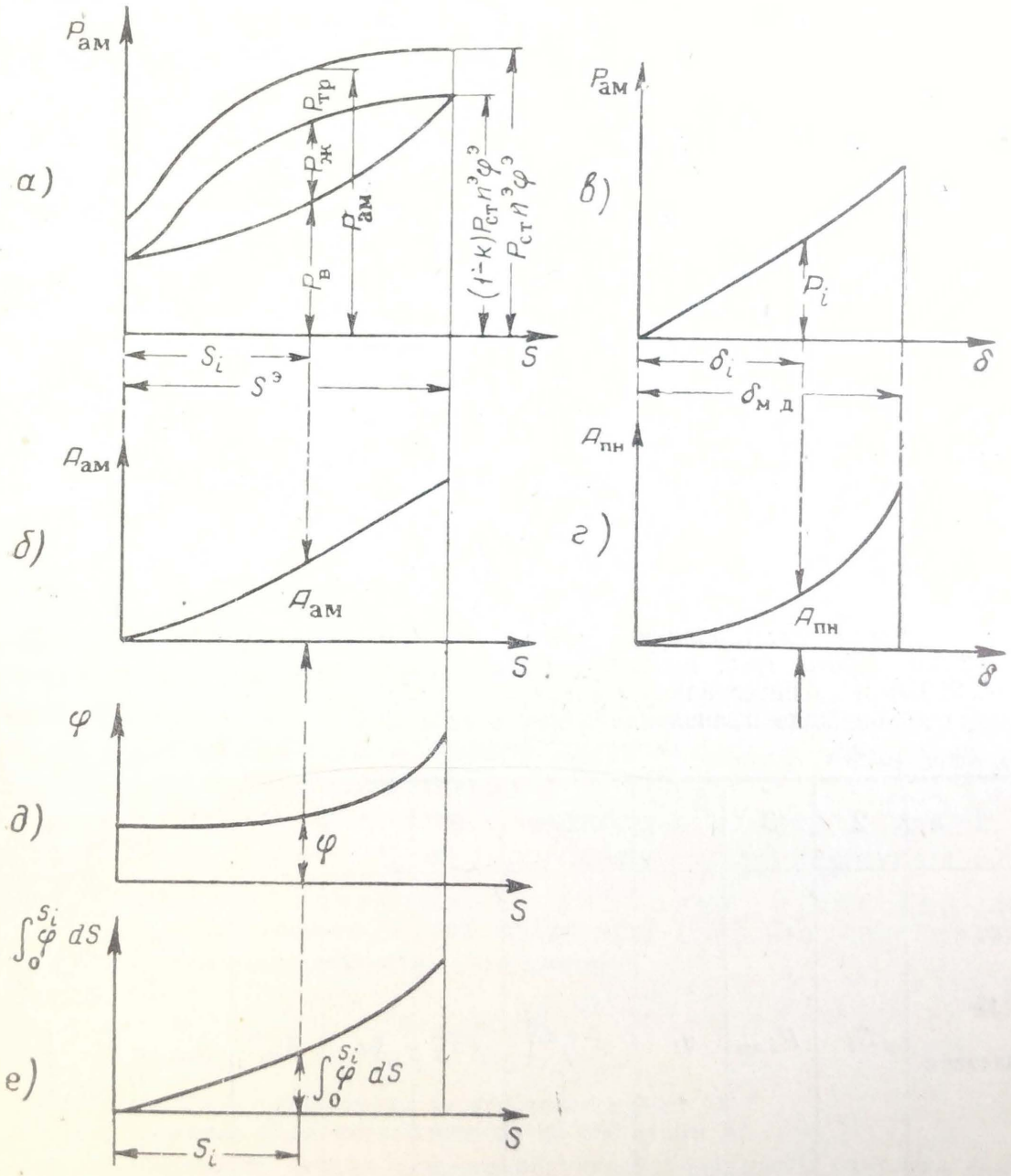
Все дальнейшие вычисления ведем в табл. 2.

Таблица 2

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
№ участков	S_i	$P_{i\,\text{ам}}$	φ_i	$\int_0^{S_i} \varphi \, dS$	$P_{i\,\text{к}}$	δ_i	$A_{\text{ам}}$	$A_{\text{пн}}$	$P_{\text{ж}}$	$v_{\text{ж}}$

Продолжение

	12	13	14	15	16	17	18	19	20
№ участков	$\int_0^{S_i} \varphi\, dS + \delta_i$	$0{,}25 m_{\text{редг}} \left(\int_0^{S_i} \varphi\, dS + \delta_i \right)$	A	$v_{\text{ц.т}}$	$\Delta S = S_i - S_{i-1}$	$\Delta\delta = \delta_i - \delta_{i-1}$	$\varphi_i \Delta S + \Delta\delta$	$v_{\text{п}}$	f



Фиг. 280.

Для каждого положения поршня заносим в таблицу:

графу 1 — номера участков, на которые разбит ход амортизатора;

" 2 — значение хода поршня S_i;

" 3 — усилие в амортизаторе $P_{i\,ам}$;

" 4 — передаточное число φ_i (по фиг. 280, *д*);

" 5 — величину опускания редуцированной массы самолета за счет сокращения амортизатора $\int_0^{S_i} \varphi\, dS$ (по фиг. 280, *е*),

" 6 — нагрузку на колесо $P_{i\,к} = \frac{P_{i\,ам}}{\varphi_i}$;

" 7 — обжатие пневматика δ_i;

" 8 — работу, воспринятую амортизатором $A_{ам}$;

" 9 — работу, воспринятую пневматиком $A_{пн}$;

" 10 — избыточную силу жидкости $P_ж$;

" 11 — скорость истечения жидкости $v_ж$, определяемую по уравнению $v_ж = \sqrt{\frac{2g}{\gamma}\frac{P_ж}{F_ж}}$;

" 12 — величину полного опускания редуцированной массы самолета $\left(\int_0^{S_i} \varphi\, dS + \delta_i\right)$;

" 13 — работу редуцированной массы за счет обжатия пневматика и хода амортизатора с учетом подъемной силы $\left[0{,}25 m_{ред} g \left(\int_0^{S_i} \varphi\, dS + \delta_i\right)\right]$;

" 14 — живую силу редуцированной массы самолета A—правая часть уравнения (279);

" 15 — скорость опускания редуцированной массы $v_{ц.\,т} = \sqrt{\frac{2A}{m_{ред}}}$;

" 16 — приращение хода амортизатора $\Delta S = S_i - S_{i-1}$;

" 17 — приращение обжатия пневматика $\Delta\delta = \delta_i - \delta_{i-1}$;

" 18 — $\varphi_i \Delta S + \Delta\delta$;

" 19 — скорость движения поршня $v_п = v_{ц.\,т} \frac{\Delta S}{\varphi_i \Delta S + \Delta\delta}$;

" 20 — площадь отверстия f для прохода жидкости $f = v_п \sqrt{\frac{\gamma}{2g}\frac{F_ж^3}{P_ж \mu^2}}$ по уравнению (276).

Для начального и конечного положения амортизатора $v_п = 0$ и $P_ж = 0$, следовательно,

$$f = \frac{0}{0}.$$

Эту неопределенность следует раскрывать, проводя графически экстраполяцию. Полученные значения f являются теми площадями отверстий, через которые проходит жидкость при прямом ходе амортизатора.

Необходимо иметь в виду, что более точный расчет f вряд ли необходим, так как исходные данные (n, k, γ, μ, η и др.) берутся приближенно. Кроме того, большие трудности вносят в расчет инерционные силы подвижных масс шасси (колесо, шток и поршень). Поэтому более целесообразно проводить приближенный расчет площади проходного отверстия по формуле (277), проверяя его точность специальными динамическими испытаниями шасси на копре. При этих испытаниях находятся действительные величины $n^э$, $S^э$ и др. и уточняются необходимые значения f.

РАБОТА НЕПРАВИЛЬНО ЗАРЯЖЕННОГО АМОРТИЗАТОРА

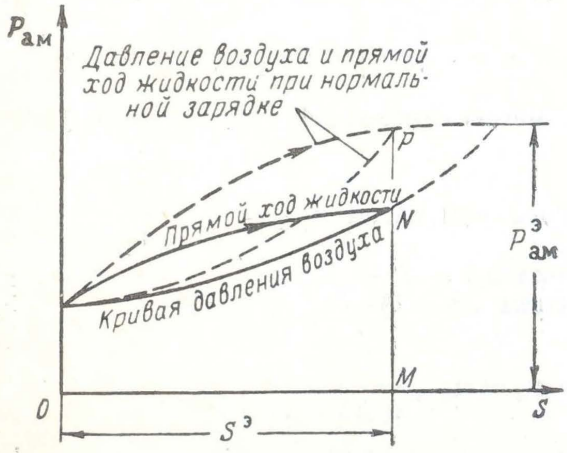
Амортизация шасси самолета будет работать исправно и выполнять свои функции только при правильной зарядке амортизаторов. Правильно зарядить амортизатор — значит залить в него необходимое количество жидкости, при которой объем воздуха v_0 получается согласно расчету и начальное давление воздуха p_0 соответствует принятому коэффициенту предварительной затяжки n_0.

Проанализируем работу амортизации при неправильной зарядке, т. е. в тех случаях, когда жидкости в амортизаторе меньше или больше потребного количества и начальное давление воздуха p_0 не соответствует расчету. Весь анализ мы проведем лишь качественно. При этом к амортизации будем предъявлять требования, чтобы она воспринимала работу в соответствии с нормами прочности. Кроме того, наибольший эксплуатационный ход амортизатора $S^э$ и наибольшее эксплуатационное усилие в нем $P^э_{ам}$ не должны превосходить величин, принятых в нормально заряженном амортизаторе.

Для упрощения рассуждений мы не будем учитывать трения манжет и букс, качественный результат от этого не изменится.

Количество жидкости в амортизаторе меньше потребного

Очевидно, объем воздуха v_0 в этом случае будет больше, чем требуется для нормальной работы амортизатора. Благодаря увеличенному объему воздуха кривая его давления (фиг. 281) будет более пологой, чем при нормальной зарядке. Следовательно, усилия в амортизаторе нарастают более плавно и амортизация будет мягче. Вследствие ограниченности хода $S^э$ (абсцисса OM) наибольшее усилие в амортизаторе MN меньше усилия MP, равного $P^э_{ам}$, и при этом амортизатор воспримет меньшую по величине работу.



Фиг. 281.

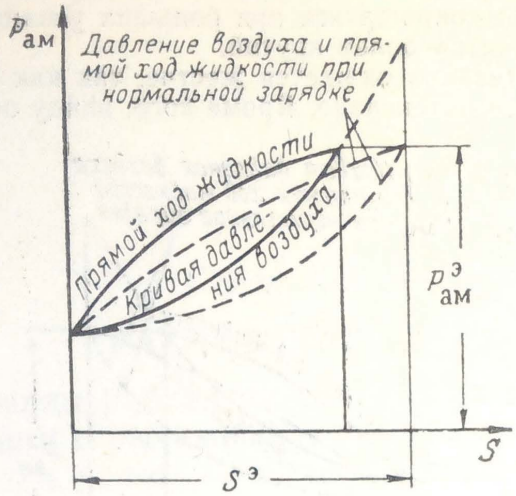
Следует добавить, что из-за неправильной зарядки амортизатора пневматик колеса должен меньше обжиматься, а следовательно, он воспримет также меньшую работу. Меньшее обжатие пневматика колеса объясняется тем, что к нему нельзя приложить сил, по величине близких $P_{м.д}$, так как они вызовут усилия в амортизаторе, близкие к $P^э_{ам}$, что недопустимо из-за ограниченности хода.

Таким образом, увеличение объема воздуха уменьшает степень его сжатия при заданном ходе $S^э$, в результате чего амортизация не воспринимает работу, устанавливаемую нормами прочности. Потребная работа может быть воспринята при ходе S больше, чем $S^э$, что может привести к поломке амортизатора из-за удара в ограничитель его хода. Кроме того, калиброванные отверстия для прохода жидкости могут оказаться выше уровня жидкости, что также создает ненормальные условия работы амортизатора.

Количество жидкости в амортизаторе больше потребного

В этом случае начальный объем воздуха v_0 меньше потребного, что повышает степень его сжатия, и кривая давления воздуха получается более крутой (фиг. 282). Вследствие этого амортизация становится более жесткой, так как усилия в амортизаторе по ходу будут нарастать быстрее, чем при нормальной зарядке. Ввиду ограниченной прочности шасси — ограниченно допустимой величины $P^э_{ам}$ — мы не можем использовать допустимый ход $S^э$. В результате амортизатор будет воспринимать меньшую работу и вследствие этого мы опять

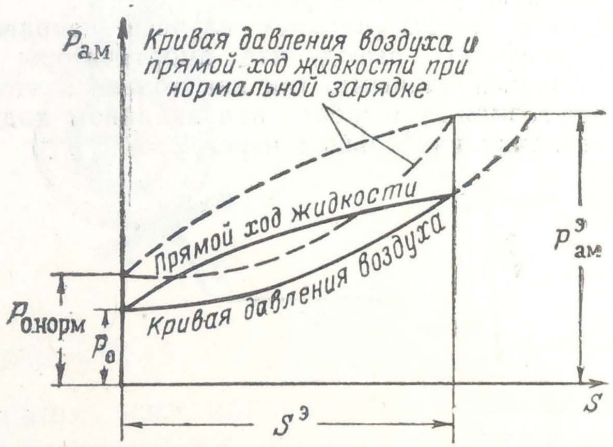
не удовлетворим требованиям норм прочности. Полная же работа будет восприниматься при значениях усилий амортизатора $P_{ам}$, больших $P^{э}_{ам}$, что может привести к поломке отдельных частей самолета.



Фиг. 282.

Начальное давление воздуха в амортизаторе меньше потребного

Уменьшенное значение начального давления воздуха в амортизаторе p_0 снижает величину усилия в амортизаторе, которая соответствует предварительной затяжке. Следовательно, амортизатор при посадке самолета начнет сокращаться раньше при меньших усилиях (фиг. 283), и кривая давления воздуха получится более пологая.



Фиг. 283.

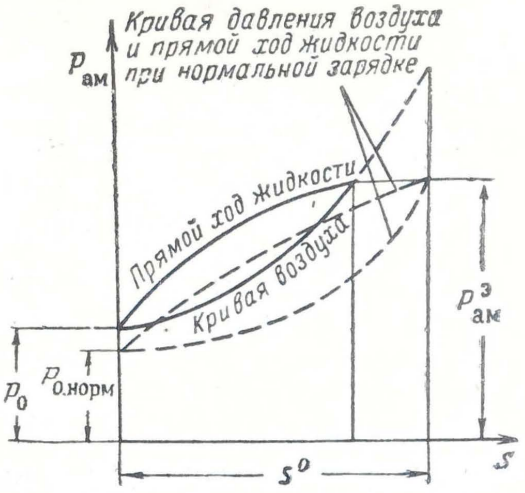
При более пологой кривой усилия в амортизаторе нарастают по ходу более плавно, что делает амортизацию более мягкой. Одновременно с этим положительным фактором из-за ограниченности хода $S^{э}$ наибольшее усилие в амортизаторе будет меньше $P^{э}_{ам}$, как и в первом случае (см. фиг. 281), и амортизация воспримет меньшую работу.

Здесь, как и в первом случае, пневматик колеса должен иметь ограниченное обжатие, и поэтому колесо тоже воспримет уменьшенную работу. В результате амортизация (пневматик и амортизатор) не способна воспринять работу, устанавливаемую нормами прочности. При грубой посадке самолета в конце хода амортизатора произойдет удар с резким возрастанием усилия $P_{ам}$.

Начальное давление воздуха в амортизаторе больше потребного

Благодаря увеличенному начальному давлению воздуха в амортизаторе p_0 возрастет усилие предварительной затяжки. Вследствие этого амортизатор при посадке самолета начнет сокращаться при больших усилиях (фиг. 284) и кривая давления воздуха получится более крутой.

В результате амортизация окажется жестче, так как усилия в стойке будут нарастать по ходу, более интенсивно. Кроме того, ввиду ограниченной прочности



Фиг. 284.

шасси — ограниченно допустимой величины $P^э_{ам}$ — невозможно использовать допустимый ход $S^э$. Следовательно, амортизатор будет воспринимать уменьшенную работу, и амортизация, помимо того, что будет более жесткой, не удовлетворит нормам прочности по условиям работы.

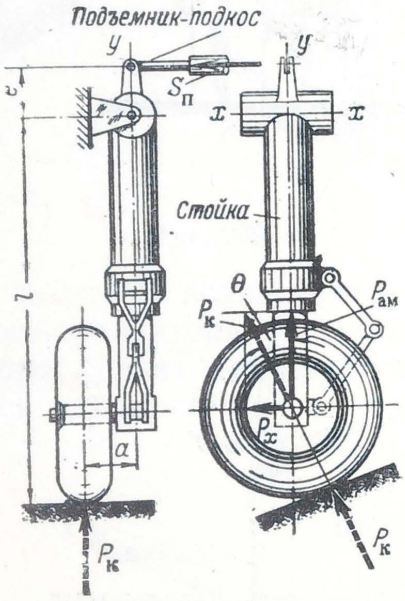
На основании рассмотренных четырех случаев неправильно заряженных амортизаторов можно сделать вывод, что амортизаторы следует заряжать в соответствии с расчетными данными, так как только в этом случае они, воспринимая наибольшую возможную работу при заданном ходе $S^э$, обеспечивают принятую в расчет величину наибольшей перегрузки.

Глава XII

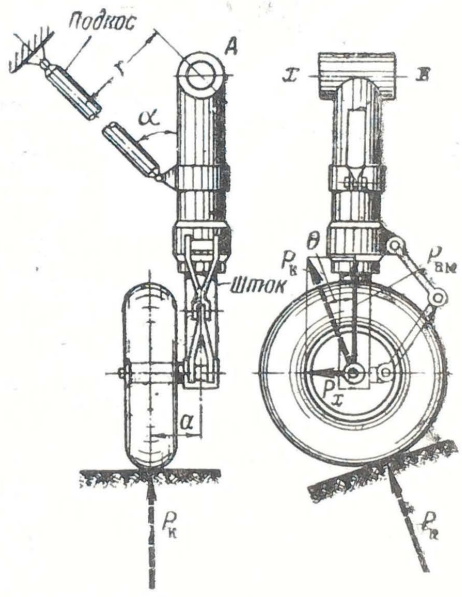
РАСЧЕТ ШАССИ

Шасси по условиям работы их силовых схем можно разбить на два вида: балочные и с рычажной подвеской колес.

Шасси балочного типа представляет собой стойку — балку, прикрепленную к фюзеляжу или крылу самолета, на конце которой поставлено колесо. Часть стойки составляет амортизатор,



Фиг. 285.

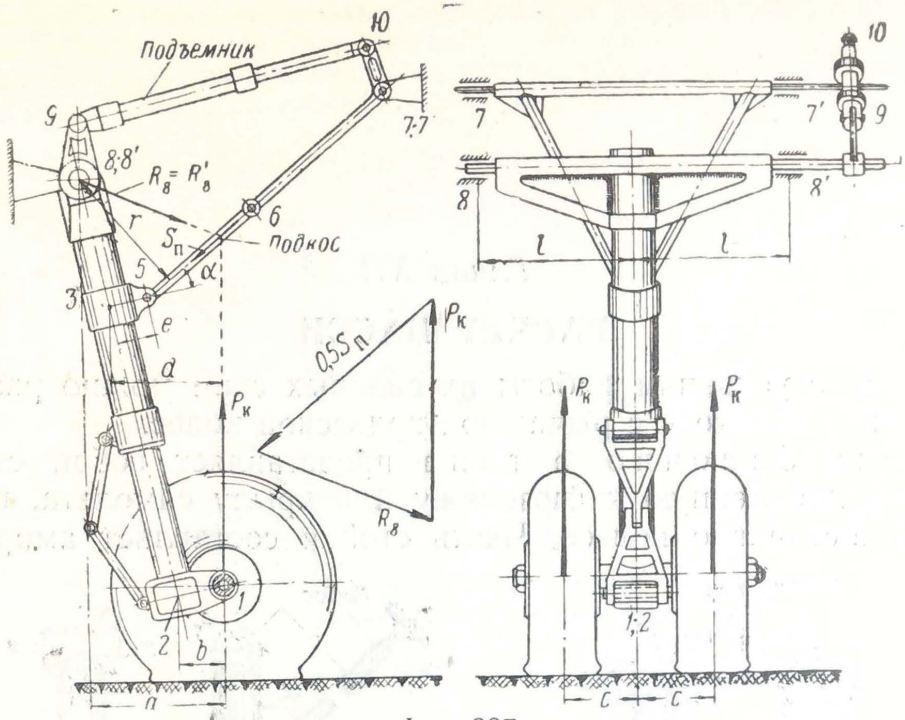


Фиг. 286.

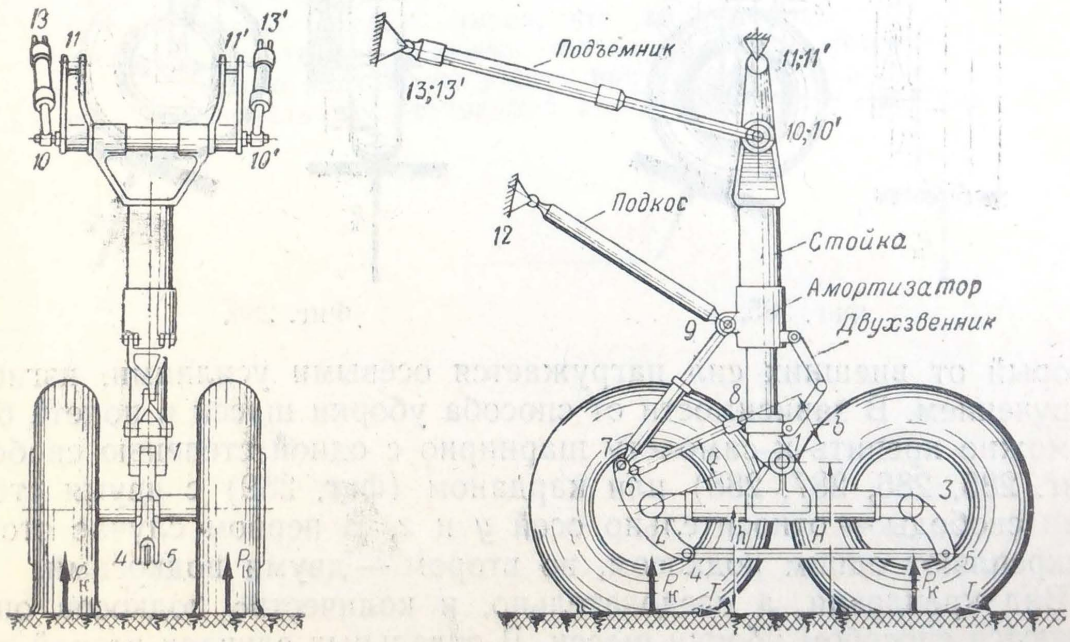
который от внешних сил нагружается осевыми усилиями, изгибом и кручением. В зависимости от способа уборки шасси в полете балку можно крепить к самолету шарнирно с одной степенью свободы (фиг. 285, 286, 287, 288) или карданом (фиг. 289) с двумя степенями свободы — относительно осей y и z. В первом случае стойку подкрепляют одним подкосом, во втором — двумя подкосами.

Вид крепления, а следовательно, и количество подкосов определяются способом уборки шасси. В отдельных случаях второй подкос ставят для уменьшения изгибающих моментов стойки (фиг. 290).

Характерной особенностью шасси балочного типа является то, что здесь колесо крепят неподвижно относительно нижней части стойки. В результате амортизатор в системе шасси работает на изгиб.

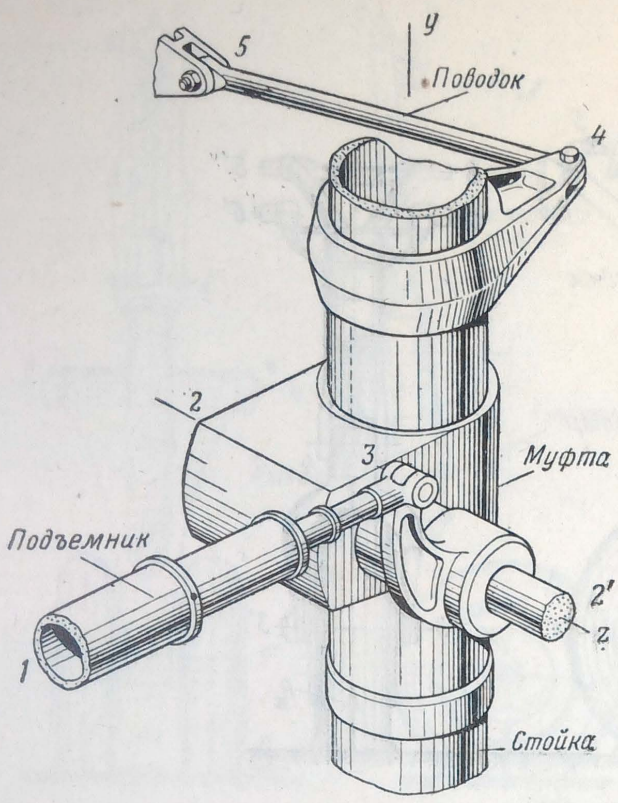


Фиг. 287.

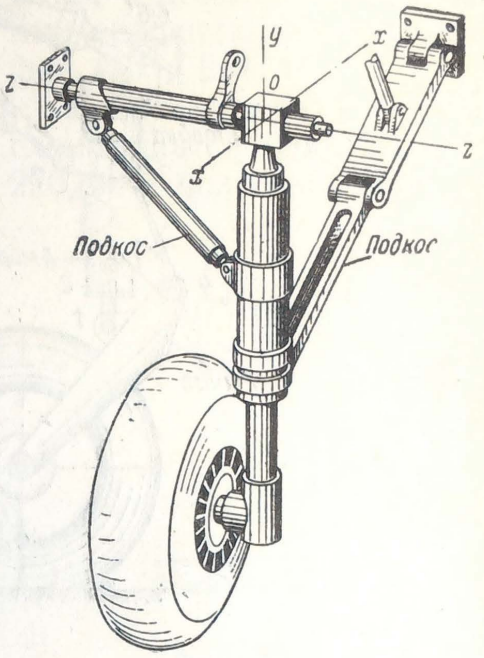


Фиг. 288.

Шасси с рычажной подвеской колес (фиг. 291, 292, 293) состоит также из стойки, прикрепленной к самолету и подпертой обычно одним подкосом. Только в данном случае колесо, неподвижно прикрепленное к рычагу, перемещается по отно-

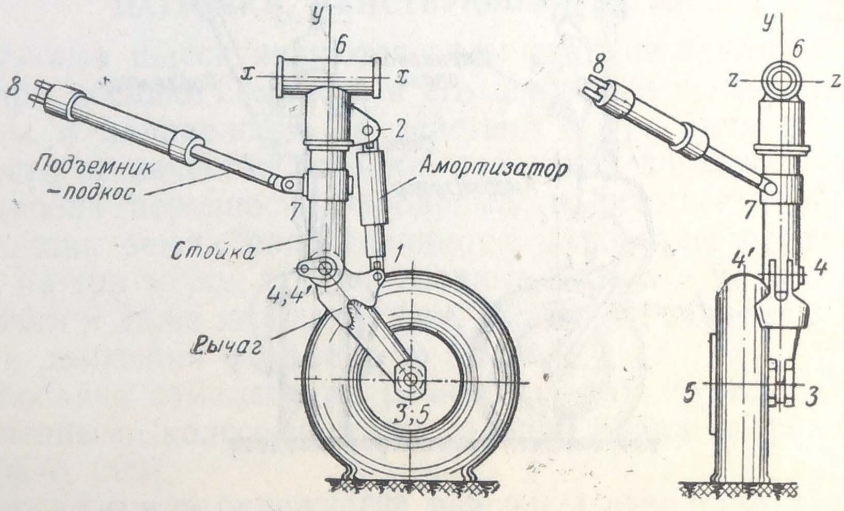


Фиг. 289.



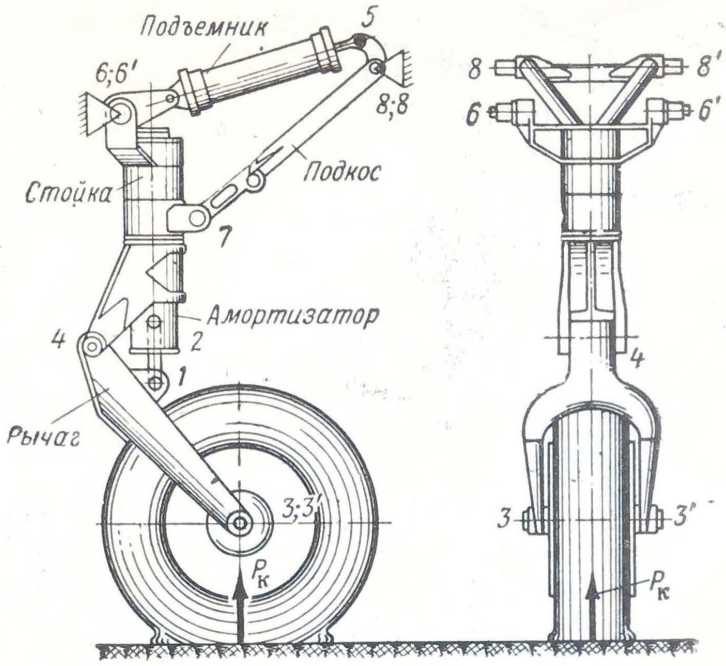
Фиг. 290.

шению к стойке вследствие шарнирного крепления рычага и сокращения амортизатора. В схеме шасси (фиг. 294) стойки нет и рычаг шарнирно крепят непосредственно к самолету. Здесь амортизатор является одновременно частью подкоса.

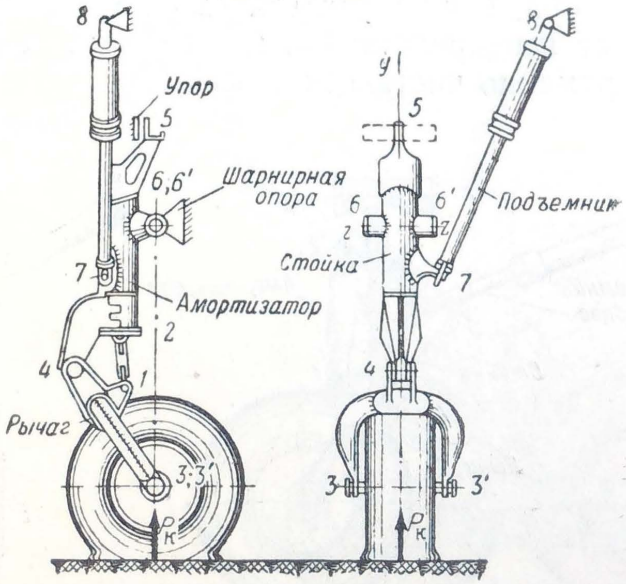


Фиг. 291.

Шарнирное крепление амортизатора обеспечивает ему более выгодные условия работы, так как он в системе шасси испытывает лишь осевые деформации. В этом случае отсутствует изгиб амортизатора.



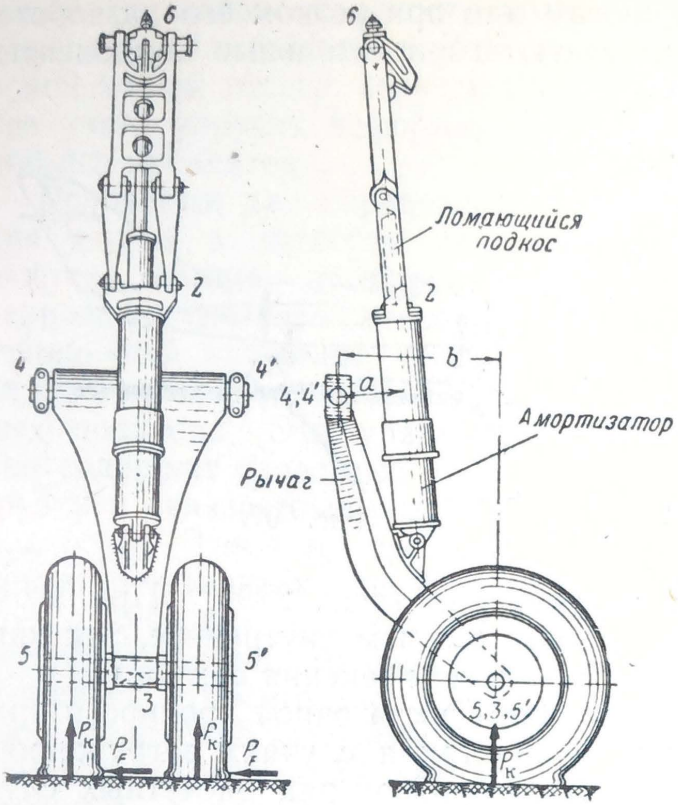
Фиг. 292.



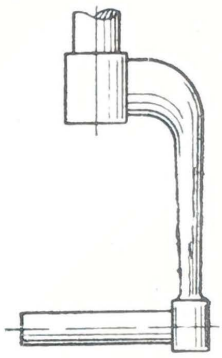
Фиг. 293.

Если амортизатор монтируется внутри стойки (фиг. 292, 293), то из-за двойного шарнира в элементе *1—2* шток амортизатора не работает на изгиб, а цилиндр, являющийся одновременно стойкой, работает на изгиб. Поэтому амортизатор находится в несколько ухудшенных условиях, чем в схемах фиг. 291 и 294.

Колеса крепят во всех схемах шасси (фиг. 285, 286, 290, 291) полуосью, полувилкой (фиг. 295) или вилкой (фиг. 292, 293). В тех случаях, когда в системе шасси два колеса, их крепят двумя полуосями (фиг. 287, 294). При четырех колесах и больше — делается специальная тележка (фиг. 288).



Фиг. 294.



Фиг. 295.

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ШАССИ

Нагрузками шасси являются силы реакции земли, которые возникают при посадке самолета и его движении по аэродрому. Величина силы и направление ее действия могут быть различными в зависимости от качества посадки, характера движения самолета по земле, степени неровности аэродрома и жесткости амортизации. Силы реакции земли распределяются на органы приземления поразному: на три точки, т. е. на главные колеса и на носовое колесо, на две точки и даже на одну точку, что также зависит от характера посадки и движения самолета по земле.

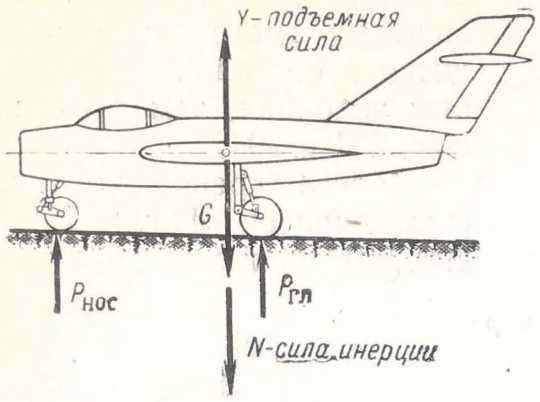
При посадке самолета на ровный аэродром, без торможения и с раскрученными колесами, силы реакции земли направлены вертикально (фиг. 296).

При посадке или рулежке на неровном аэродроме силы реакции действуют наклонно к горизонту, т. е. на шасси действуют вертикальные и горизонтальные компоненты сил (фиг. 297).

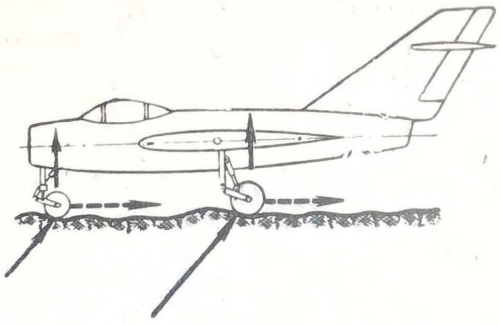
Горизонтальные компоненты сил реакции земли действуют при движении самолета по ровному аэродрому в случае торможения колес (фиг. 298). В первый момент посадки самолета с нераскру-

ченными колесами за счет их инерции возникают также силы трения колес о землю, стремящиеся раскрутить колеса.

При посадке самолета со сносом или при резком его развороте во время руления по земле действуют горизонтальные компоненты



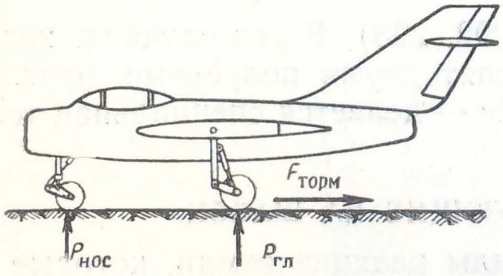
Фиг. 296.



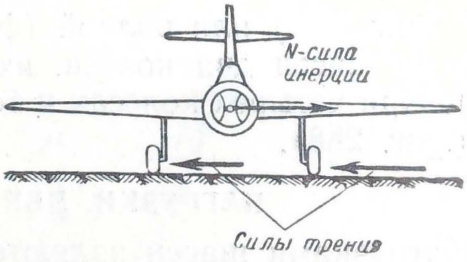
Фиг. 297.

сил реакции земли бокового направления (фиг. 299). При этом внешнее колесо всегда нагружено больше, чем внутреннее, так как у него больше нормальная сила вследствие кренения самолета.

Шасси должно отвечать требованиям достаточной прочности при всех возможных допустимых в эксплуатации случаях загружения. Нормы прочности самолетов предусматривают ряд расчетных случаев, на которые необходимо обеспечить прочность шасси. Для



Фиг. 298.



Фиг. 299.

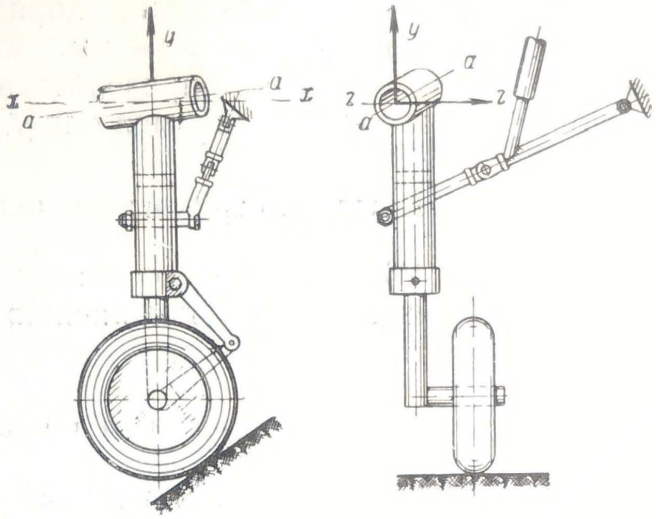
каждого расчетного случая задается величина и направление нагрузки колеса. Величина расчетной нагрузки определяется произведением коэффициента перегрузки на стояночную нагрузку, которая для основных колес берется равной $\frac{G}{2}$, а для носового колеса $P_{дин}$.

РАСЧЕТ ШАССИ БАЛОЧНОГО ТИПА

Определение усилий в элементах шасси балочного типа представляет собой обычную задачу строительной механики по расчету комбинированной ферменно-балочной системы.

Во всех расчетных случаях по нормам прочности рассматривается схема шасси с обжатыми амортизатором и пневматиком. Величина обжатия определяется действующими нагрузками колес.

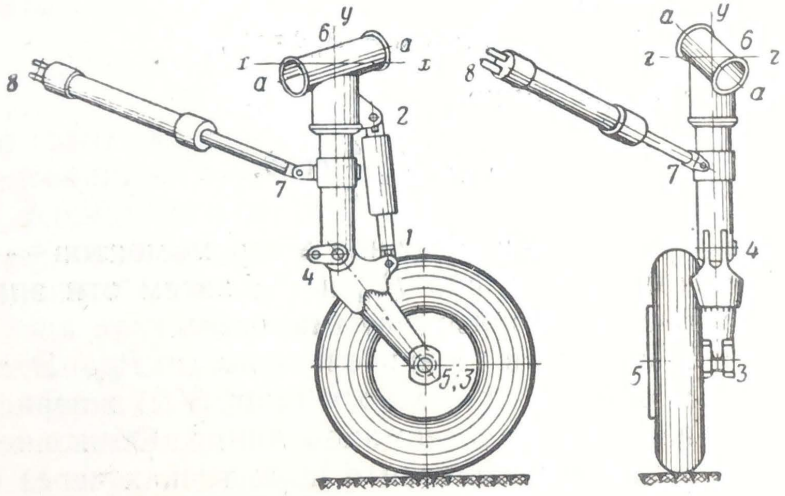
Порядок выяснения силовых факторов проследим на примерах, рассматривая три характерных вида нагружения колеса: нормально земле, нормально плоскости колеса и действие момента в плоскости, параллельной земле. Как правило, геометрические размеры силовой схемы шасси берутся без учета упругих деформаций его элементов.



Фиг. 300.

Условиями для определения усилий в подкосах являются обычно уравнения равновесия моментов относительно осей вращения стойки, при мысленно выброшенных подкосах. Эти уравнения содержат известные нагрузки и неизвестные усилия подкосов. Так, в схемах шасси, показанных на фиг. 285 и 286, нам необходимо составить одно уравнение моментов относительно оси $x—x$, для шасси на фиг. 300 и 301 — одно уравнение относительно оси $a—a$. В схеме шасси на фиг. 290 необходимо составить два уравнения моментов относительно осей $x—x$ и $z—z$, для шасси на фиг. 289 два уравнения относительно оси $2—2'$ и оси стойки y.

Некоторые трудности в составлении уравнений равновесия могут встретиться в случае, когда ось вращения стойки является простран-



Фиг. 301.

ственной — не совпадающей с координатной системой осей x, y, z, как, например, на фиг. 300 и 301.

В этом случае проще составлять уравнение равновесия следующим образом. Вначале составляются уравнения моментов внешних сил и неизвестного усилия подкоса относительно трех координатных осей x, y и z. Затем берется сумма их составляющих по оси враще-

ния стойки, что позволяет составить необходимое уравнение равновесия. Каждую составляющую получим, если момент относительно оси координат умножим на косинус угла, образованного осью координат с осью вращения стойки.

Перейдем к рассмотрению порядка расчета отдельных схем шасси. Предварительно отметим, что прочность всех элементов шасси, кроме подкосов, определяется деформацией изгиба, поэтому в дальнейшем мы ограничимся определением изгибающих моментов.

Шасси с верхним расположением подкоса

На фиг. 285 изображено шасси в двух ортогональных проекциях, соответствующих положению самолета в горизонтальном полете.

Действие силы, нормальной земле

Действующую силу $P_к$, проходящую через ось колеса, удобно разложить на $P_{ам}$ и P_x — вдоль амортизатора и ему перпендикулярно:

$$P_{ам} = P_к \cos\theta$$

и

$$P_x = P_к \sin\theta,$$

где θ — угол в плоскости yox между осью стойки и нормалью к земле.

Усилие в подъемнике $S_п$ получим, составив уравнение моментов относительно оси $x—x$

$$P_к \cos\theta a - S_п e = 0,$$

откуда усилие в подъемнике

$$S_п = P_к \frac{a}{e} \cos\theta.$$

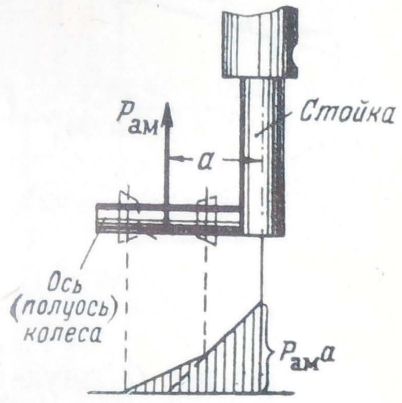
Дальнейший расчет — построение эпюр моментов — будем вести отдельно от составляющих сил $P_{ам}$ и P_x; затем эти эпюры необходимо соответствующим образом суммировать.

Действие составляющей силы $P_{ам}$. Эта сила изгибает полуось и стойку. Вдоль полуоси (фиг. 302) эпюра изгибающих моментов изобразится в виде ломаной линии. Объясняется это тем, что сила $P_к$ приложена к полуоси в двух точках через подшипники колеса.

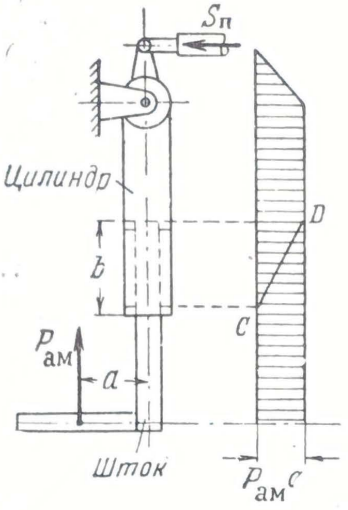
Вдоль стойки (фиг. 303) изгибающий момент $M = P_{ам} a$ остается постоянным, уменьшаясь от оси вращения до нулевого значения в шарнире соединения подъемника. На длине b изгибающий момент воспринимается одновременно штоком и цилиндром. Если проведем диагональ CD, то этим самым разделим эпюру M на части, принадлежащие штоку и цилиндру. Здесь шток рассматривается по схеме двухопорной балки, опертой буксами на цилиндр.

Сила $P_{ам}$ сжимает шток. Со штока эта сила передается на жидкость и частично на цилиндр вследствие трения букс и манжет. Жидкость передает эту силу на воздух и плунжер гидравлическими сопротивлениями. Воздух передает силу на дно цилиндра и через него на узел крепления стойки.

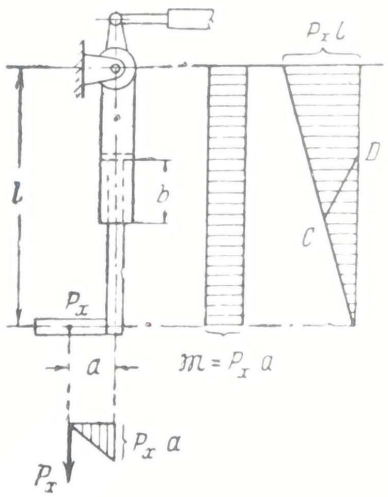
Давление воздуха вызывает растягивающие напряжения в сечениях цилиндра вдоль его образующих. Кроме того, цилиндр работает на осевые усилия: сжатие от сил трения манжет и букс и растяжение от давления смеси в запоршневом пространстве.



Фиг. 302.



Фиг. 303.



Фиг. 304.

Действие составляющей силы P_x. Под действием этой силы (фиг. 304) полуось работает на изгиб с наибольшей величиной момента

$$M = P_x a.$$

Для стойки этот момент является крутящим $\mathfrak{M} = P_x a$, который остается постоянным по всей длине стойки до узла ее крепления к самолету. Кроме того, в сечениях стойки действуют изгибающие моменты, меняющиеся по линейному закону. Линия CD на длине b разбивает эпюру M между штоком и цилиндром.

От действия крутящего момента $\mathfrak{M}$ в штоке и цилиндре возникают касательные напряжения. На участке, где установлен двухзвенник (траверса), крутящий момент вызывает дополнительный изгиб штока и цилиндра.

В точке O двухзвенника (фиг. 305) возникнет сила взаимодействия T, величина которой будет

$$T = \frac{\mathfrak{M}}{d}.$$

От действия силы T каждая половина двухзвенника работает на изгиб, как консольная балка, заделанная в шток (фиг. 306) или цилиндр.

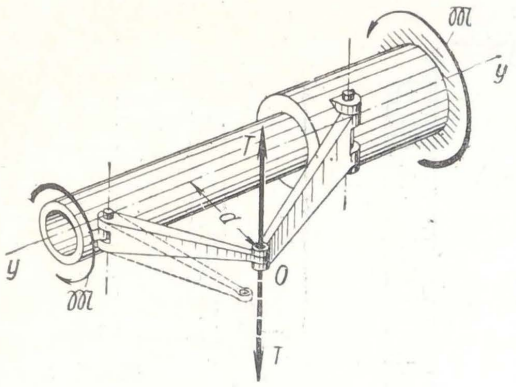
Максимальный изгибающий момент звена

$$M=TL$$

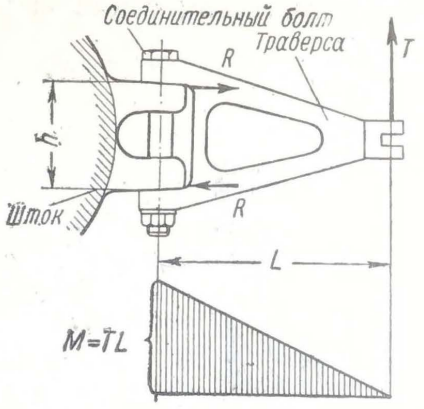
передается на шток или цилиндр срезом болтов. Срезающая сила

$$R=\frac{TL}{h}.$$

Дополнительный изгиб штока и цилиндра от действия крутящего момента $\mathfrak{M}$ найдем, рассекая мысленно шток (фиг. 307) плоскостью,

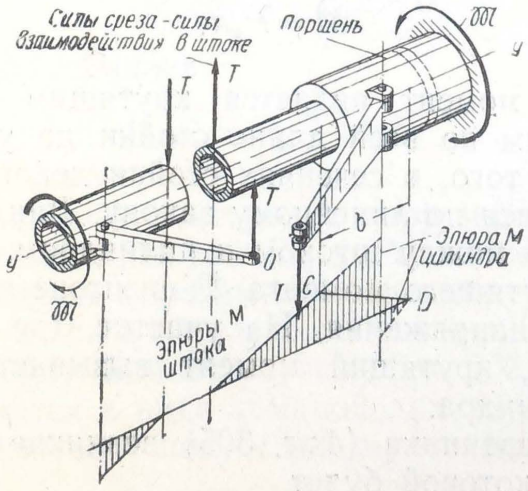


Фиг. 305.



Фиг. 306.

перпендикулярной его оси и проходящей через шарнир O двухзвенника. Из условия равновесия отсеченной части в сечениях также действуют силы взаимодействия — поперечные силы T, которые дадут линейный закон изменения M для штока с последующим падением до нуля на длине между буксами. Цилиндр работает на изгиб от сил, передающихся штоком и верхним звеном двухзвен-



Фиг. 307.

ника. Эпюра изгибающих моментов цилиндра изображена пунктирными линиями на фиг. 307.

Для суждения о прочности элементов шасси необходимо соответствующим образом суммировать изгибающие моменты, полученные отдельно от действия сил P_{aM} и P_x.

Действие силы нормальной плоскости колеса

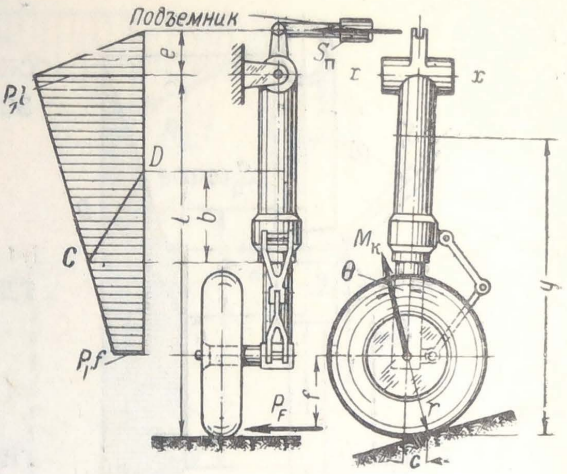
Боковая сила P_F (фиг. 308) проходит через точку касания колеса с землей. Она изгибает ось колеса постоянным моментом $P_F r$, стойку моментом $P_F y$ и вызывает усилие в подъемнике

$$S_п = P_F \frac{l}{e}.$$

Под действием силы P_F стойка также работает на кручение с постоянным по ее длине крутящим моментом

$$\mathfrak{M} = P_F c.$$

Расчет шасси от действия момента $\mathfrak{M}$ был рассмотрен выше, где проводился анализ работы двухзвенника.



Фиг. 308.

Действие момента в контактной плоскости

Мы рассматриваем момент $M_к$, который приложен к колесу в плоскости его контакта с землей. Вектор этого момента лежит в плоскости колеса, проходя через его ось (фиг. 308). Момент $M_к$, вызывая изгиб оси, будет изгибать и закручивать стойку постоянными моментами.

Величина изгибающего момента

$$M = M_к \sin\theta,$$

а крутящего момента

$$\mathfrak{M} = M_к \cos\theta.$$

Определение усилий и напряжений от моментов M и $\mathfrak{M}$ производится, как было изложено выше.

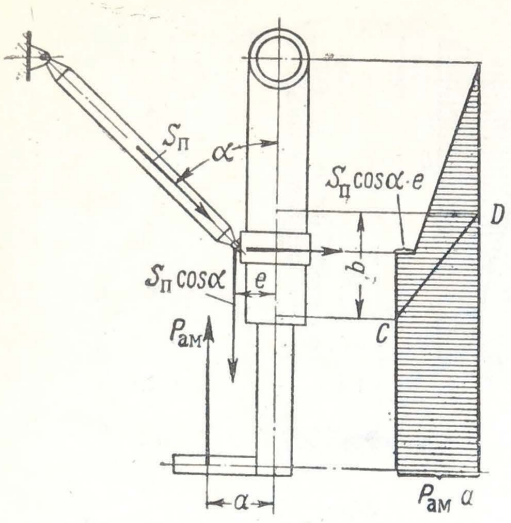
Усилие в подъемнике

$$S_п = \frac{M_к \sin\theta}{e}.$$

Шасси с нижним расположением подкоса

Данная схема шасси (см. фиг. 286) отличается от шасси, приведенного на фиг. 285 тем, что в ней подкос крепят к стойке ниже его узла крепления к самолету. Работа и расчет рассматриваемой схемы шасси остаются прежними.

Полуось и нижняя часть стойки, до места крепления подкоса, работают по изложенной выше схеме шасси. Несколько по-иному будет работать только та часть стойки, которая находится выше точки крепления подкоса, так как на нее влияет подкос своим усилием.



Фиг. 309.

Усилие в подкосе, например, от силы $P_к$, действующей нормально земле, будет

$$S_п = P_{ам}\frac{a}{r},$$

где $P_{ам} = P_к \cos\theta$ — составляющая силы $P_к$ вдоль амортизатора.

От действия силы $P_{ам}$ эпюра изгибающих моментов вдоль оси стойки получится, как это изображено на фиг. 309. Скачок в изгибающих моментах около узла крепления подкоса определяется эксцентриситетом e и вертикальной составляющей усилия подкоса $S_п \cos\alpha$. Линия CD на длине стойки между буксами по-прежнему разделяет эпюру M между штоком и цилиндром.

Шасси с двумя полуосями

Такое шасси (см. фиг. 287) в отличие от схемы, приведенной на фиг. 286, с двумя колесами, расположенными на полуосях. Кроме того, в ней подкос поддерживает стойку в другой плоскости. Порядок расчета шасси — определение изгибающих моментов — остается тем же.

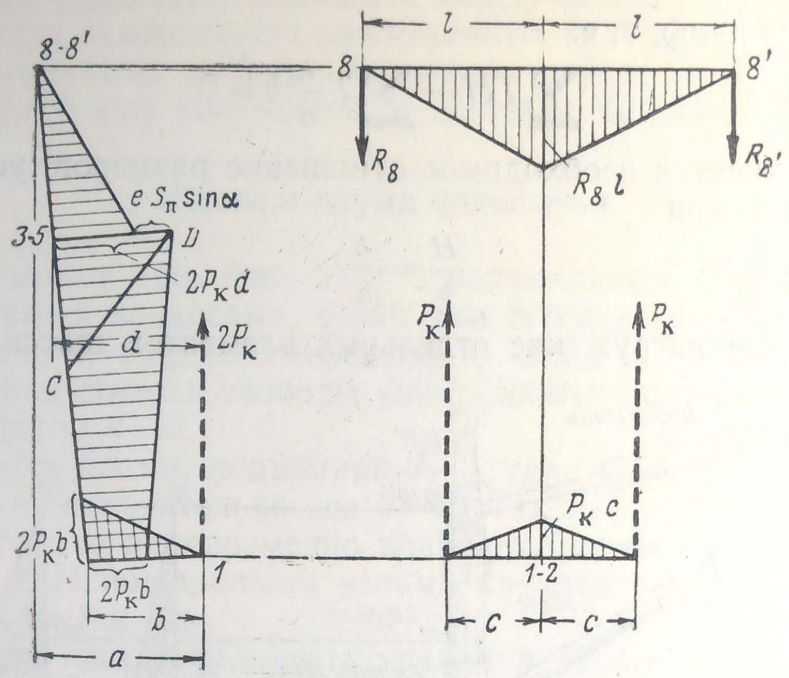
Рассмотрим действие сил $P_к$, нормальных земле. В данном случае каждая полуось работает на изгиб как консольная балка с заделкой в узле *1*, где силы $P_к$ обоих колес складываются. Элемент шасси *1—2* и вся стойка испытывают изгиб от двух сил $P_к$. Складывающийся подкос *5—6—7*, запертый в узле *6*, работает от осевой силы $S_п$, проходящей через точки *5—7*. Пренебрегая влиянием подъемника *9—10*, найдем

$$S_п = 2P_к\frac{a}{r}.$$

Поперечина *8—8′* работает на изгиб как двухопорная балка в направлении реакций R_8 и R_8'.

Двухзвенник от сил $P_к$ не работает, так как стойка не загружается крутящими моментами.

Эпюра изгибающих моментов для элементов шасси изображена на фиг. 310, где отмечены значения моментов в характерных сече-



Фиг. 310.

ниях. На фиг. 287 дан многоугольник сил для определения реакций в узле *8* — крепления стойки к самолету. Через точку *O* пересечения силы $P_к$ с подкосом проходят реакции R_8 и R_8'.

Шасси с тележкой

Рассмотрим силовую схему этого шасси (фиг. 288).

Амортизационная стойка, закрепленная шарнирно в узлах *10* и *10′*, поддерживается подкосом *9—12*, способствующим при сокращении подъемников поднять шасси вверх.

Стабилизирующий амортизатор *7—9* обеспечивает необходимое положение тележки *2—3* как перед посадкой, так и после взлета самолета. Так как этот амортизатор является очень податливым, то в расчете шасси им можно пренебречь.

Четырехколесная тележка *2—3*, шарнирно прикрепленная к стойке в узле *1*, обеспечивает равномерное нагружение колес нормальными земле силами $P_к$. Действительно, если самолет передними или задними колесами наедет на кочку, то тележка повернется относительно узла *1*. Этому повороту не будут препятствовать тяги *6—8* и *4—5*, так как рычаги *7—4* и *3—5* вместе с осями шарнирно крепят к тележке в узлах *2* и *3*. Но так как рычаги *7—4* и *3—5* жестко связаны с осями колес, то возникающие при торможении силы трения *T* будут передаваться на стойку шасси тягами и рычагами через узлы *1* и *8*. Чтобы передние и задние колеса при этом имели равные силы трения *T* (одинаковые нормальные нагрузки), тележка

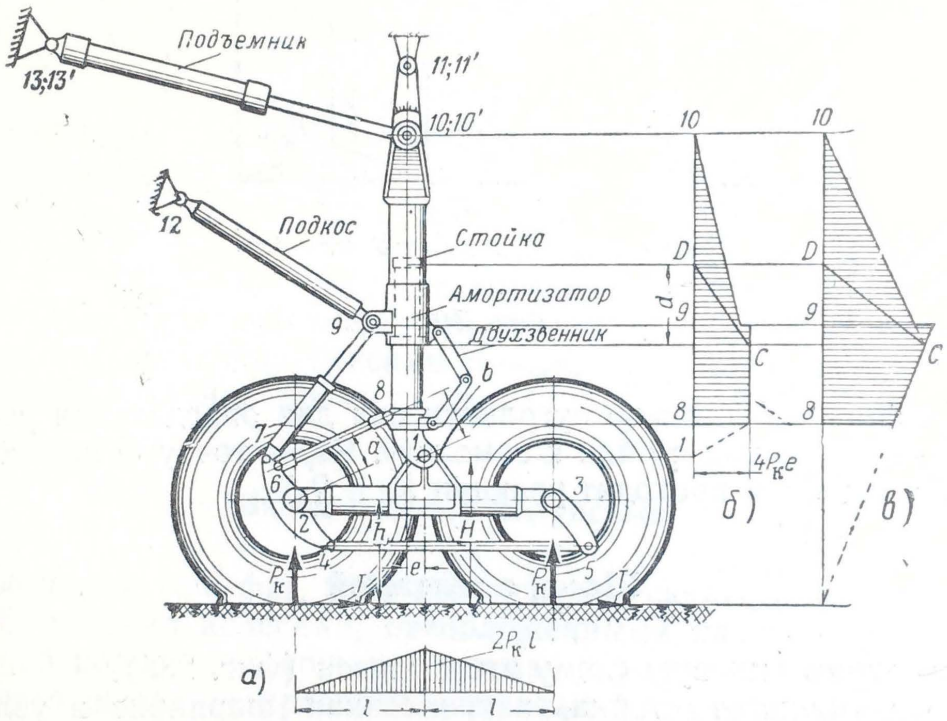
2—3 не должна вращаться. Из этого условия следует, что сумма моментов сил T и усилия $S_{6-8}=\Sigma T\frac{h}{a}$ относительно шарнира *1* должна равняться нулю, т. е.

$$\sum TH-\sum T\frac{h}{a}b=0.$$

Отсюда получается необходимое отношение размеров, устраняющее вращение тележки

$$\frac{H}{b}=\frac{h}{a}. \qquad (280)$$

Рассмотрим нагружение отдельных элементов шасси.



Фиг. 311.

Каждая полуось от действия силы $P_к$ работает на изгиб, как консольная балка, заделанная в тележке, эпюра изгибающих моментов которой показана на фиг. 311,*а*. От действия сил T полуоси изгибаются и закручиваются. При этом силы T передаются на тележку *2—3*, а крутящие моменты — на рычаги *3—5* и *7—4*.

Усилие в тяге *4—5* определяется отношением тормозного момента задних колес к перпендикуляру, опущенному из узла *3* на тягу *4—5*.

Усилие в тяге *6—8* определяется отношением тормозного момента всех колес к плечу *a*.

Усилия в подкосе *9—12* и подъемниках *10—13* определяются из уравнений моментов сил относительно оси *10—10'* и точки пересечения подкоса со стойкой.

Стойка *1—10* работает на изгиб от сил $P_к$ (фиг. 311,*б*) вследствие эксцентричного расположения узла *1* по отношению к оси

стойки. От действия сил торможения T эпюра изгибающих моментов стойки изображена на фиг. 311,*в*. Линии CD, проведенные на эпюрах моментов, разделяют последние между штоком и цилиндром.

От действия симметрично приложенных сил $P_к$ и T не возникает крутящих моментов стойки. Кручение стойки, а следовательно, работа двухзвенника получается от действия боковых сил.

Шасси с двумя подкосами

Данное шасси (см. фиг. 289) с подъемником *1—3* и поводком *4—5*, именуемых подкосами, имеет две степени свободы: вращение стойки вместе с муфтой относительно оси *2—2′* и стойки внутри муфты. Первая степень свободы уничтожается подъемником *1—3*, а вторая поводком *4—5*.

При уборке шасси подъемник *1—3* удлиняется, заставляя вращаться стойку относительно оси *2—2′*. Так как длина поводка *4—5* не изменяется, то одновременно вращается стойка в муфте относительно оси *y*. Неподвижными узлами крепления шасси к самолету являются узлы *2* и *2′*.

После того как определены усилия в подкосах (подъемнике и поводке), порядок построения эпюр изгибающих и крутящих моментов нового не представляет.

РАСЧЕТ ШАССИ С РЫЧАЖНОЙ ПОДВЕСКОЙ КОЛЕС

Определение усилий в элементах шасси с рычажной подвеской колес такое же, как и для шасси балочного типа. Порядок определения силовых факторов проще всего проследить на отдельных примерах.

В дальнейшем нас будут интересовать осевые усилия в подкосах шасси и амортизаторах, а также изгибающие моменты в отдельных сечениях элементов шасси.

Шасси с вынесенным амортизатором

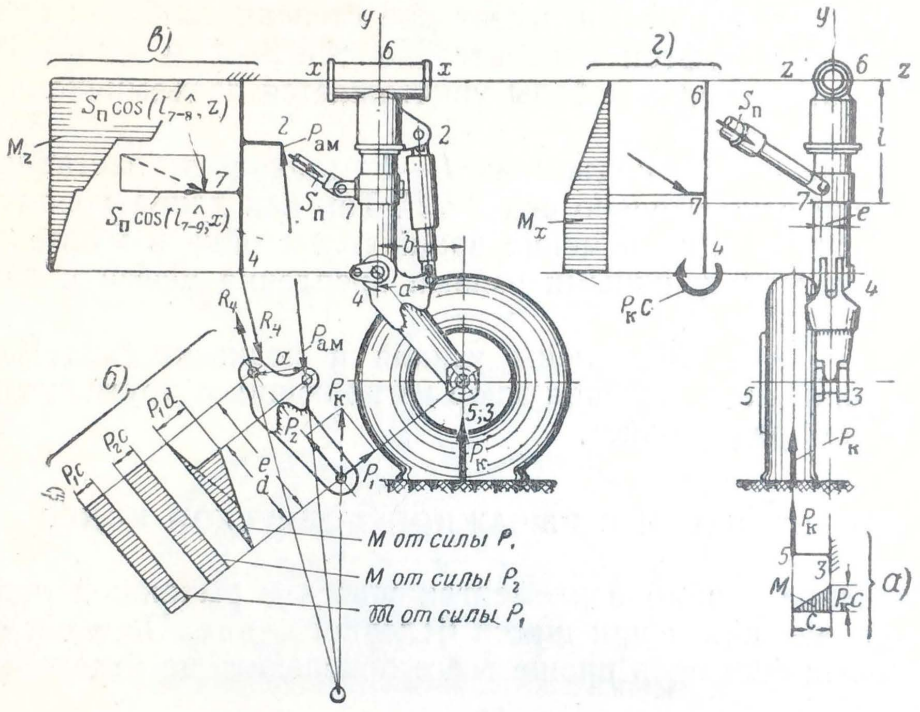
Рассматриваемая схема (см. фиг. 291) состоит из стойки *4—6*, которая в узле *6* закреплена шарнирно и вращается относительно оси *x—x*. Эта степень свободы обеспечивает уборку и выпуск шасси подъемником, прикрепленным болтом в узле *7*. В нижней части стойки — в узле *4* шарнирно крепят рычаг *4—3*. Этот рычаг поворачивается лишь в своей плоскости относительно оси *4—4′* узла *4*, в котором два уха крепления рычага обеспечивают достаточную базу. Свобода вращения рычага ограничивается амортизатором *1—2*, который крепят в узлах *1* и *2* шарнирами, чтобы исключить изгиб амортизатора. В узле *3* к рычагу крепят полуось *3—5*, на которую поставлено колесо.

Ниже рассмотрим работу элементов шасси от действия отдельных внешних нагрузок.

Действие силы, нормальной земле

Работа полуоси. Сила реакции земли $P_к$ (фиг. 312) приложена непосредственно к колесу и передается на полуось через роликовые подшипники. В этом случае полуось *3—5* (фиг. 312,*а*) работает на изгиб, как консольная балка. Эпюра изгибающих моментов меняется по линейному закону с максимальным значением $P_к c$ в точке *3*.

Работа рычага. Момент $P_к c$ вместе с силой $P_к$ передаются на рычаг *3—4*. Для удобства расчета рычага разложим силу $P_к$



Фиг. 312.

(фиг. 312,*б*) на составляющие P_1 и P_2. Сила P_2 действует вдоль оси рычага, а сила P_1 нормальна P_2. Сила P_1, приложенная в узле *3*, изгибает рычаг в его плоскости, как двухопорную балку с консолью. Опорами являются: стойка *4—6* с неподвижным узлом *4* и амортизатор *1—2* с подвижным узлом *1*. После разложения сил легко найти опорные реакции R_4 и $P_{ам}$. Например, усилие в амортизаторе *1—2*

$$P_{ам} = P_к \frac{b}{a}.$$

Эпюра изгибающих моментов M для рычага от действия силы P_1 изобразится двумя треугольниками (фиг. 312,*б*). При этом наибольший момент, равный $P_1 d$, получится под узлом *1* крепления амортизатора. Вследствие того, что узел *1* не расположен на оси рычага *4—3*, получается скачок в изгибающих моментах.

Так как сила P_1 приложена в точке *5* полуоси, то она будет закручивать рычаг с постоянным моментом $\mathfrak{M} = P_1 c$, который полностью передается на стойку через узел *4*.

Сила P_2 вызывает деформацию сжатия рычага, передаваясь на узел *4* стойки. Кроме того, из-за плеча *c* рычаг *3—4* испытывает изгиб в плоскости, перпендикулярной плоскости рычага *3—4—1*. Заделкой по-прежнему остается узел *4*. Изгибающие моменты для отдельных сечений рычага по длине постоянны (фиг. 312,*б*) и соответствуют величине P_2c.

Работа стойки. Внешними нагрузками для стойки *4—7—6* является сила воздействия рычага в узле *4*, амортизатора в узле *2* и подкоса (подъемника) в узле *7*. От указанных сил стойка работает на продольно-поперечный изгиб и кручение.

Прежде всего определим усилие в подкосе $S_п$ из суммы моментов сил относительно оси *x—x*

$$P_к c - S_п \cos(\widehat{l_{7-8}, z})\, l = 0,$$

откуда

$$S_п = \frac{P_к c}{l \cos(\widehat{l_{7-8} z})},$$

где $\cos(\widehat{l_{7-8} z})$ — косинус угла, который образует подкос с осью *z*.

Рассмотрим изгиб стойки в плоскости рычага и амортизатора *xy* (фиг. 312,*в*). Здесь стойка нагружена силами R_4, $P_{ам}$ и составляющими усилиями подкоса $S_п$. Заделкой является узел *6* крепления стойки к самолету. Характер эпюры изгибающих моментов M_z изображен на фиг. 312,*в*, в заделке изгибающий момент по величине больше величины $P_к b$ от влияния усилия подкоса $S_п$.

Стойка еще работает на изгиб в плоскости *yz*, нагружаясь в узле *4* сосредоточенным моментом $P_к c$ (фиг. 312,*а*). Кроме того, на стойку действуют составляющие усилия подкоса $S_п$. На эпюре M_x получается скачок от эксцентриситета крепления подкоса (фиг. 312,*г*).

Действие силы, нормальной плоскости колеса

Работа полуоси. Боковая сила P_F (фиг. 313) проходит через точку касания обжатого колеса с землей, вызывая изгиб полуоси постоянным моментом

$$M = P_F h,$$

где *h* — расстояние от оси колеса до земли.

Работа рычага. Момент $P_F h$ вместе с силой P_F передается с полуоси на рычаг *3—4*, вызывая изгиб и кручение рычага. Рычаг работает, как консольная балка с заделкой в узле *4*. В данном случае амортизатор не работает, что легко обнаружить из равновесия рычага.

Эпюры изгибающих и крутящих моментов рычага изображены на фиг. 313,*а*.

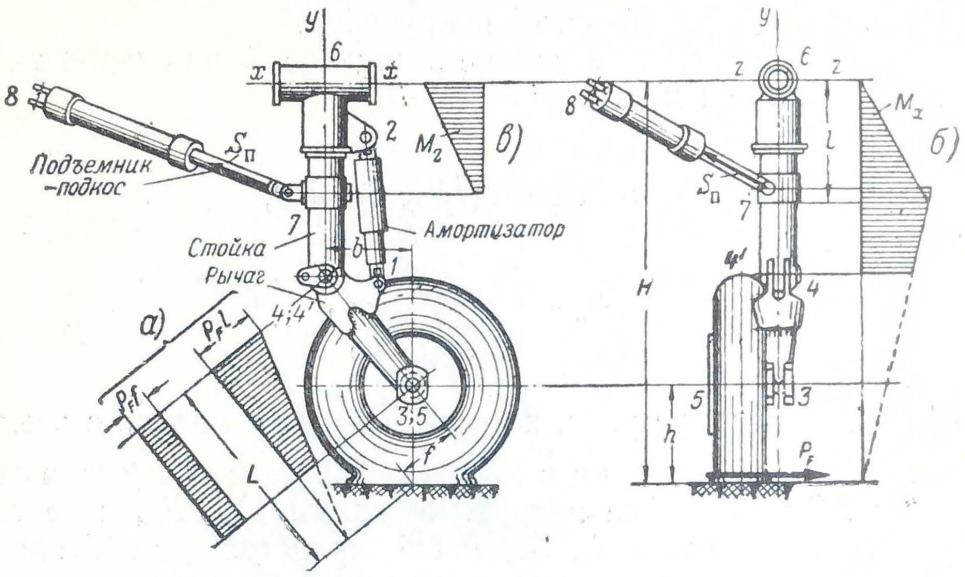
Работа стойки. Внешними нагрузками для стойки *4—7—6* будут силы рычага, которые передаются через узел *4*, а также уси-

лие подкоса $S_п$ в узле 7. От этих нагрузок стойка работает на изгиб в плоскостях xy и yz.

Определим усилие в подкосе

$$S_п = \frac{P_F H}{l \cos (l_{7-8} z)}.$$

Изгиб стойки в плоскости yz определяется эпюрой M_x, которая изображена на фиг. 313,*б*.



Фиг. 313.

Изгиб стойки в плоскости xy обусловлен влиянием подкоса. Эпюра M_z показана на фиг. 313,*в*.

Стойка, кроме того, через узел *4* загружена крутящим моментом

$$\mathfrak{M} = P_F b.$$

Некоторое еще дополнительное кручение получается от воздействия подкоса.

Шасси с пространственной осью уборки

Схема шасси, приведенная на фиг. 301, отличается от схемы фиг. 291 лишь тем, что ось вращения $a—a$ в узле *6* не совпадает с координатными осями, поэтому определение внутренних усилий в элементах конструкции останется прежним. Несколько иначе, более сложно определяется усилие в подкосе $S_п$ из уравнения равновесия относительно оси $a—a$.

Бесстоечное шасси

В данной схеме (см. фиг. 294) в отличие от шасси (см. фиг. 291) нет стойки, а ломающийся подкос уборки и выпуска шасси является продолжением амортизатора. Поэтому определение усилий в амортизаторе-подкосе и изгибающих моментов в рычаге *4—3* и в полуосях *5—3* и *3—5′* упрощается.

Усилие в амортизаторе-подкосе:

от сил $P_к$

$$P_{ам} = S_п = 2P_к \frac{b}{a},$$

от сил P_F

$$P_{ам} = S_п = 0.$$

Полуоси как от сил $P_к$, так и от сил P_F работают на изгиб. Заделкой является узел *3* крепления полуосей к рычагу.

Рычаг от сил $P_к$ работает лишь на изгиб в плоскости, которая образуется осевой линией рычага. От действия сил P_F получается изгиб в перпендикулярной плоскости, а также кручение. Заделка рычага обеспечивается большой базой его крепления к самолету в узлах *4* и *4′*.

Шасси с внутренним амортизатором

Характерной особенностью конструкции этих схем шасси с рычажной подвеской колес (см. фиг. 292 и 293) является размещение амортизатора внутри стойки.

Работу отдельных элементов шасси проследим на одном примере действия внешней силы $P_к$ нормальной земле. При другом направлении внешних сил все останется без изменений.

Сила реакции земли $P_к$ через роликовые подшипники передается на ось, которая работает на изгиб, как двухопорная балка. Опорами служат узлы *3* и *3′* вилки.

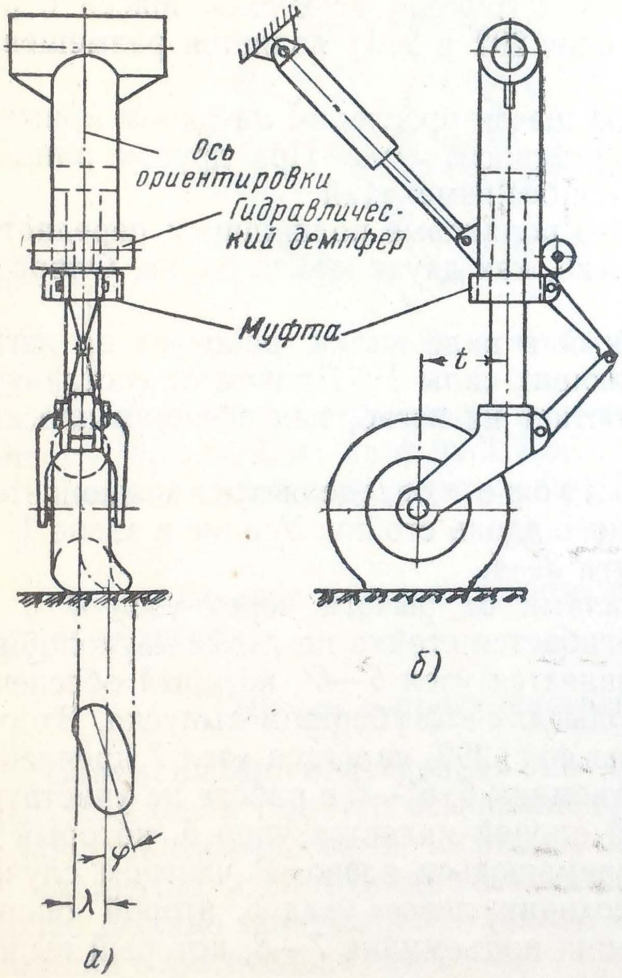
Рычаг *3—4*, изготовленный в виде вилки, работает на изгиб в двух плоскостях, от составляющих силы $P_к$. Причем от составляющей вдоль оси *3—4* вилка работает на изгиб, как обычная плоская рама.

Усилие в амортизаторе определяется компонентом усилия звена *1—2*, направленного вдоль стойки. Усилие в звене *1—2* находится из равновесия рычага *3—4*.

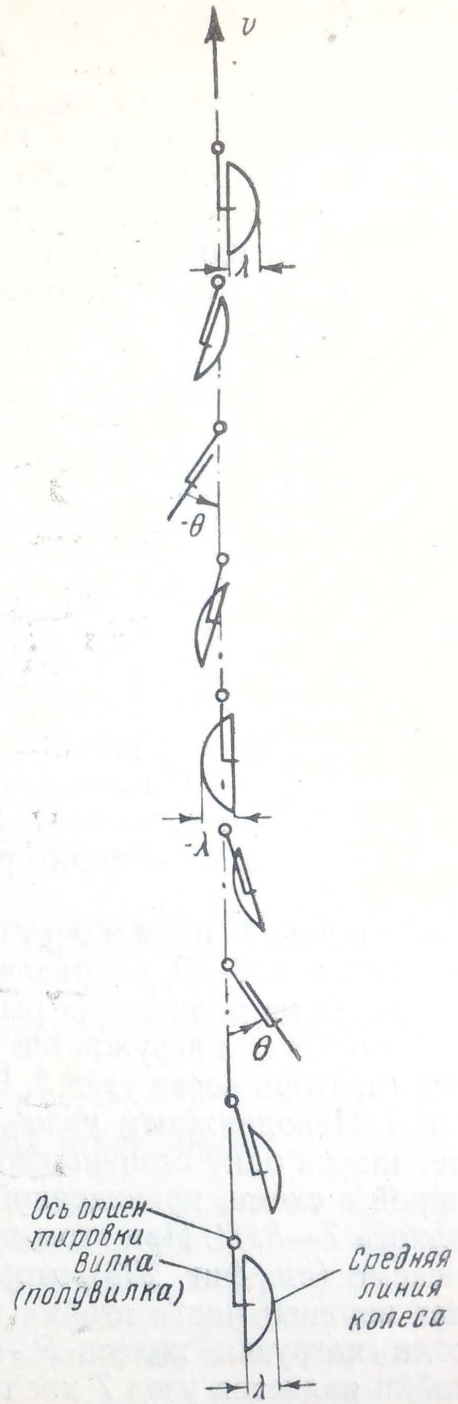
Стойка нагружается силами от рычага через узел *4* и от амортизатора через узел *2*. Изгибается стойка по схеме двухопорной балки. Неподвижным узлом является узел *6—6′*, который обеспечивает шасси одну степень свободы для его уборки и выпуска. Второй опорой в схеме, приведенной на фиг. 292, является узел *7* крепления подкоса *7—8*, *8′*. При этом подъемник *6*, *6′—5* в работе не участвует. В схеме (см. фиг. 293) второй опорой является упор *5*, который не дает верхней части стойки перемещаться влево. В частном случае, когда нагрузка колеса $P_к$ проходит левее узла *6*, второй опорой стойки является узел *7* крепления подъемника *7—8*, который выполняет функцию подкоса.

ШИММИ НОСОВОГО КОЛЕСА

Ориентирующееся колесо передней стойки шасси из-за того, что оно не стопорится, при разбеге и пробеге самолета может совершать колебания, называемые шимми. Эти колебания обусловлены деформациями изгиба λ и кручения φ пневматика (фиг. 314,*а*).

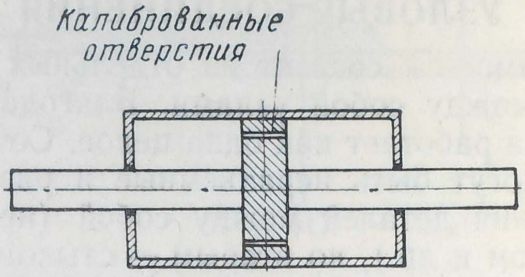


Фиг. 314.



Фиг. 315.

Рассмотрим движение колеса и вилки после возникновения, например, деформации λ. На фиг. 315 показан схематически ряд последовательных положений колеса и вилки в плановой проекции по направлению скорости самолета v. При деформации λ колесо с вилкой, вращаясь вокруг оси ориентировки, начнет поворачиваться относительно этой оси. При этом боковая деформация λ от сил трения о землю вначале убывает, а угол поворота вилки θ растет, затем λ изменит знак, а θ упадет до нуля и т. д. Таким образом, движение колеса и вилки получается периодическим. Изменение величин λ, φ и θ зависит от скорости движения самолета. При некоторой скорости, называемой критической $v_{кр}$, указанные вели-



Фиг. 316.

чины начнут сильно возрастать. Это приведет к возникновению на шасси значительных сил и к разрушению конструкции. Задача определения критической скорости шимми является сложной. Ее значение можно получить из следующей формулы [1]:

$$v_{кр} = \sqrt{\frac{kt}{rI}}, \qquad (281)$$

где t — вынос колеса относительно оси ориентировки (фиг. 314,*б*);
r — радиус колеса;
I — массовый момент инерции вращающихся частей (колеса, вилки и др.) относительно оси ориентировки;
k — коэффициент, характеризующий жесткость изгиба и кручения пневматика, определяемый экспериментом.

Из выражения (281) следует, что для увеличения критической скорости шимми необходимо иметь вынос колеса и увеличить жесткость пневматика на изгиб и кручение. Последнее иногда достигается постановкой спаренных колес на общей вращающейся оси. Кроме того, для увеличения $v_{кр}$ обычно применяют специальные гидравлические демпферы (фиг. 316), принцип действия которых основан на эффекте проталкивания жидкости через калиброванные отверстия.

Глава XIII

УЗЛОВЫЕ СОЕДИНЕНИЯ

Конструкция самолета состоит из отдельных частей и деталей, которые связаны между собой узлами. Благодаря узловым соединениям вся система работает как одно целое. Сочленения отдельных частей самолета могут быть неразъемные и разъемные. К первым относятся соединения деталей между собой (нервюры со стрингером или лонжероном и др.), ко вторым — стыковочные узлы, соединения консоли крыла с центропланом, узлы подвески элерона, шасси, силовой установки и т. д.

Расчет соединений (узлов) связан с рядом трудностей, так как через соединения передаются большие сосредоточенные силы, которые вызывают концентрацию напряжений в узлах конструкции. Кроме того, в конструкции часто встречаются многократно статически неопределимые системы, которые точно рассчитать невозможно. Следует еще отметить, что распределение усилий по элементам узла в большой степени зависит от технологических особенностей производства конструкции и времени эксплуатации самолета.

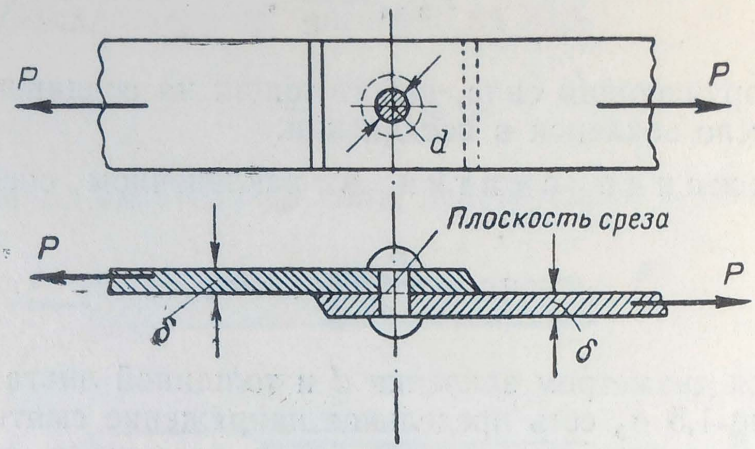
Небольшие отклонения в производстве (размеры, способ клепки и сварки, затяжка болтов и т. д.), а также в процессе эксплуатации (разбалтывание соединений, образование различных мелких дефектов, трещин) могут сильно менять напряженное состояние узлов. Именно этим объясняется требование норм прочности по расчету наиболее ответственных узлов на повышенные нагрузки. К этим узлам в основном относятся разъемные соединения, прочность которых обеспечивается увеличенной нагрузкой на 25%. Следовательно, расчет ответственных узлов ведется от нагрузки, равной 1,25 расчетной. Прочность проверяется статическими испытаниями самолета.

Рассмотрим вначале основные элементы, составляющие узел, которые определяют прочность соединения (заклепки, болты, сварку и др.), затем разберем конструкцию и работу отдельных типовых узлов, применяемых на самолетах.

РАСЧЕТ ЭЛЕМЕНТОВ СОЕДИНЕНИЯ

З а к л е п к и в самолетостроении обычно применяются холодной клепки, так как их размеры относительно малы. Разрушаются заклепки от деформации среза, на которую они рассчитываются.

Кроме того, заклепки и склепываемые листы проверяют на смятие для того, чтобы устранить в эксплуатации разбалтывание (люфты) соединений. При расчете пренебрегают трением склепываемых листов, которое количественно трудно учесть. Кроме того, при действии на конструкцию нагрузки, близкой к разрушающей, силы



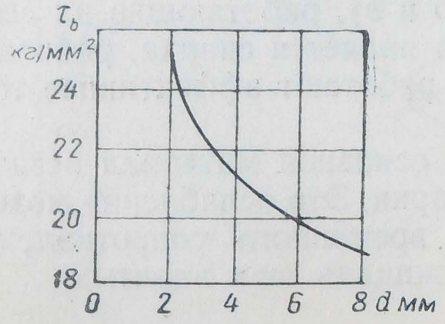
Фиг. 317.

трения по их относительной величине становятся пренебрежимо малыми.

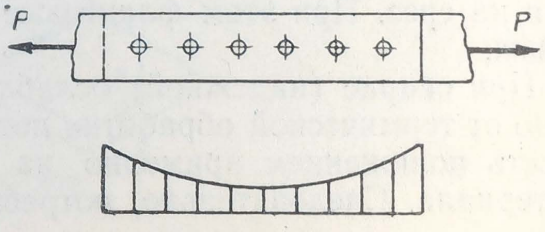
Напряжение среза заклепки (фиг. 317) определяется силой P и диаметром d

$$\tau = \frac{P}{\frac{\pi d^2}{4}} \leqslant \tau_в,$$

где $\tau_в$ — временное сопротивление материала заклепки на срез, которое зависит от d; увеличение диаметра заклепки повышает неравномерность распределения напряжений по сечению заклепки, что уменьшает $\tau_в$.



Фиг. 318.



Фиг. 319.

На фиг. 318 нанесена экспериментальная кривая временного сопротивления среза дуралюминовых заклепок в зависимости от их диаметров.

На фиг. 319 изображена эпюра сил, воспринимаемых заклепками. Для более равномерной передачи усилий на заклепки целесообразно их ставить в ряду не больше шести. При действии на соединение разрушающей силы происходит выравнивание сил за-

клепок ввиду текучести их материала. Экспериментально установлено, что при этом все заклепки разрушаются одновременно. Поэтому разрушающая сила на одну заклепку определится по формуле

$$P_{\text{закл}} = \frac{P}{n},$$

где P — разрушающая сила, действующая на соединение;
n — число заклепок в соединении.

Напряжение смятия в заклепочном соединении (см. фиг. 317)

$$\sigma_{\text{см}} = \frac{P_{\text{закл}}}{d\delta} \leqslant 1{,}5\sigma_b$$

определяется диаметром заклепки d и толщиной листа δ. В последней формуле 1,5 σ_b есть предельное напряжение смятия материала заклепки или листа, выраженное через временное сопротивление материала на разрыв σ_b.

В отдельных случаях заклепки в соединениях работают на разрыв. Примером может служить заклепочное соединение обшивки самолета к каркасу. Опытом установлено, что разрушающее напряжение заклепок на разрыв получается примерно $0{,}75\sigma_b$.

Болты применяют больших диаметров, чем заклепки, и ставят их в соединениях, где действуют значительные силы. Кроме того, болты лучше, чем заклепки, передают отрывающие силы. Расчет болтов на срез и смятие производится аналогично заклепкам.

Сварка применяется в авиации для соединения между собой отдельных стержней и листов.

Сварные швы соединения листов бывают:

а) впритык (фиг. 320,*а*), работающие на разрыв;

б) фланговые и торцевые (фиг. 320,*б* и *в*), работающие на срез.

Более надежным видом передачи сил является сварка, работающая на срез. При этом фланговые швы работают эффективнее торцевых.

При сварке (надежной) ослабляется основной материал независимо от термической обработки после сварки. Это ослабление можно учесть понижением примерно на 20% временного сопротивления материала. Следовательно, потребная площадь шва впритык

$$F = \frac{P}{0{,}8\sigma_b}.$$

Торцевые и фланговые швы, как показывает опыт, разрушаются срезом по сечениям mn. Поэтому потребная площадь шва будет

$$F = \frac{P}{\tau_b},$$

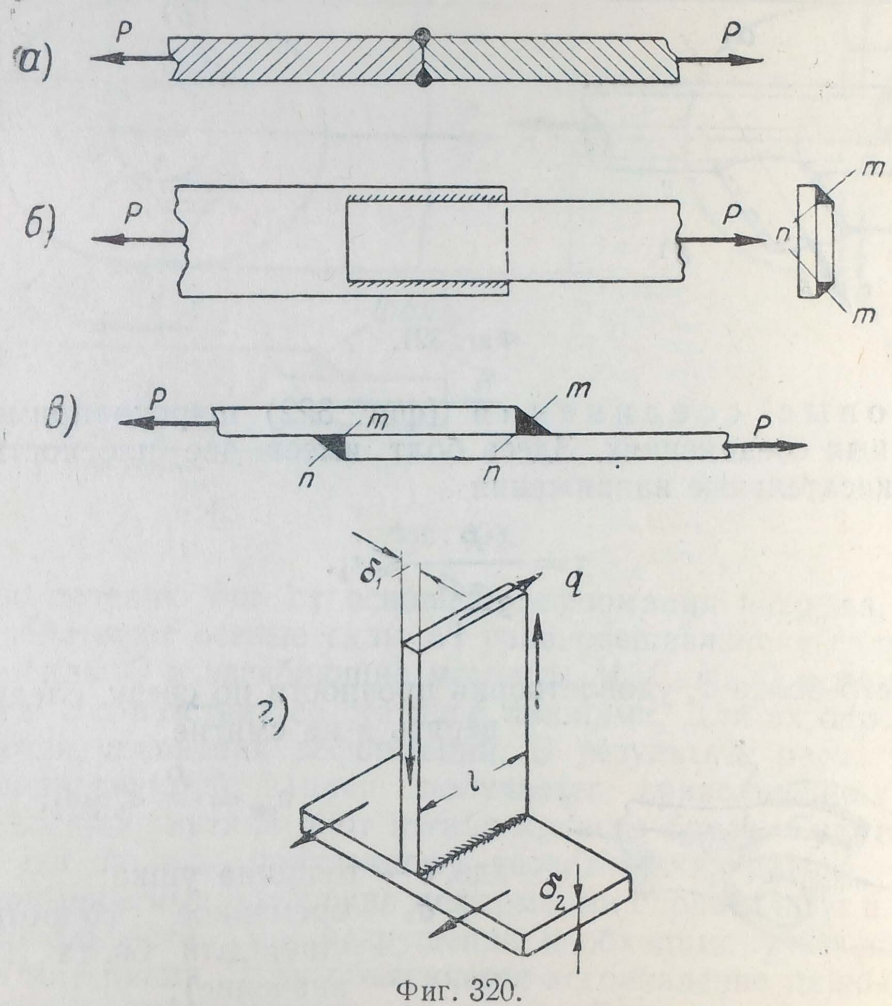
где P — разрушающая сила одного шва.

Из последней формулы следует, что один торцевой шов не может быть равнопрочен целому листу, так как $\tau_b < \sigma_b$, поэтому торцевые швы должны быть парными (фиг. 320,*в*).

В сварном соединении (фиг. 320,*г*) при $\delta_1 < \delta_2$ срез происходит по целому материалу вертикального листа выше сварки. При расчете касательных напряжений следует учитывать ослабление материала, как отмечалось выше, примерно на 20%:

$$\tau = \frac{q}{0{,}8\delta_1} \leqslant \tau_b,$$

где q — погонная касательная сила, действующая вдоль шва.



Фиг. 320.

Сварка трубчатых стержней производится встык, телескопически и впритык (фиг. 321). Во всех случаях прочность проверяется на разрыв по проводимым ниже экспериментальным формулам. Разрывающая сила трубы не зависит от угла наклона шва. Для хромансилевых труб разрушающая погонная сила q *кг/мм* будет

для соединения встык (фиг. 321,*а*)

$$q = \delta(\sigma_b - 20) + 5,$$

для телескопического соединения (фиг. 321,*б*)

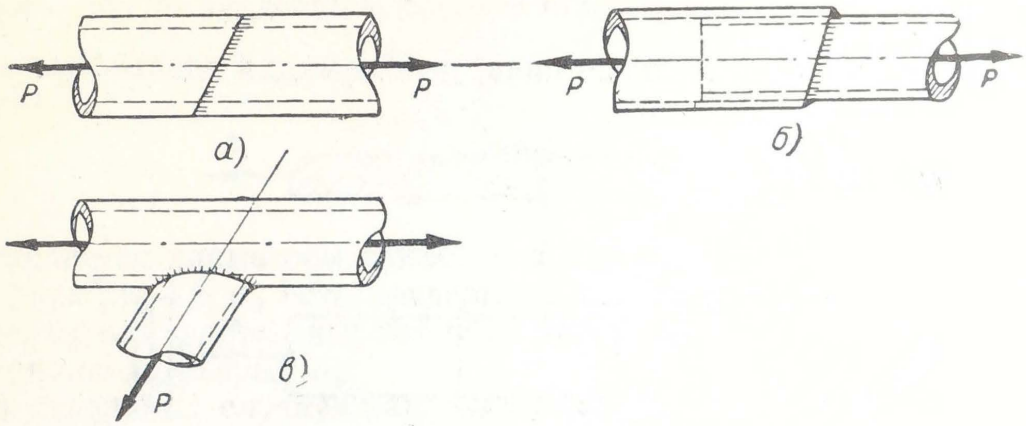
$$q = \delta(\sigma_b - 6) - 4$$

и для соединения впритык (фиг. 321,*в*)

$$q = 1{,}8\delta + 1{,}1\sigma_b\delta - 0{,}25\sigma_b - 4,$$

где δ — толщина стенки трубы;

σ_b — временное сопротивление материала труб в *кг/мм²*.



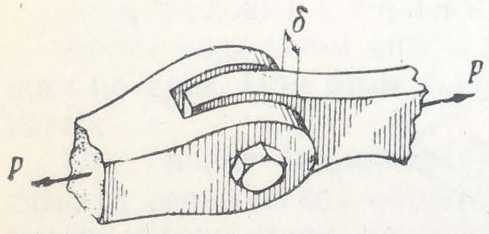
Фиг. 321.

Ушковые соединения (фиг. 322) широко применяются в разъемных соединениях. Здесь болт имеет две плоскости среза, поэтому касательные напряжения

$$\tau = \frac{P}{2\dfrac{\pi d^2}{4}} \leqslant \tau_b.$$

Диаметр болта d, удовлетворяя прочности по срезу, следует проверять и на смятие

$$\sigma_{см} = \frac{P}{d\delta} \leqslant \mu\sigma_b,$$



Фиг. 322.

где δ — толщина ушка;

σ_b — временное сопротивление ушка или болта (меньшее значение);

μ — коэффициент, зависящий от типа соединения:

для неподвижных и неразъемных соединений

$$\mu = 1{,}3,$$

для неподвижных, но разъемных соединений

$$\mu = 1,$$

для малоподвижных соединений (узлы подвески шасси и др.)

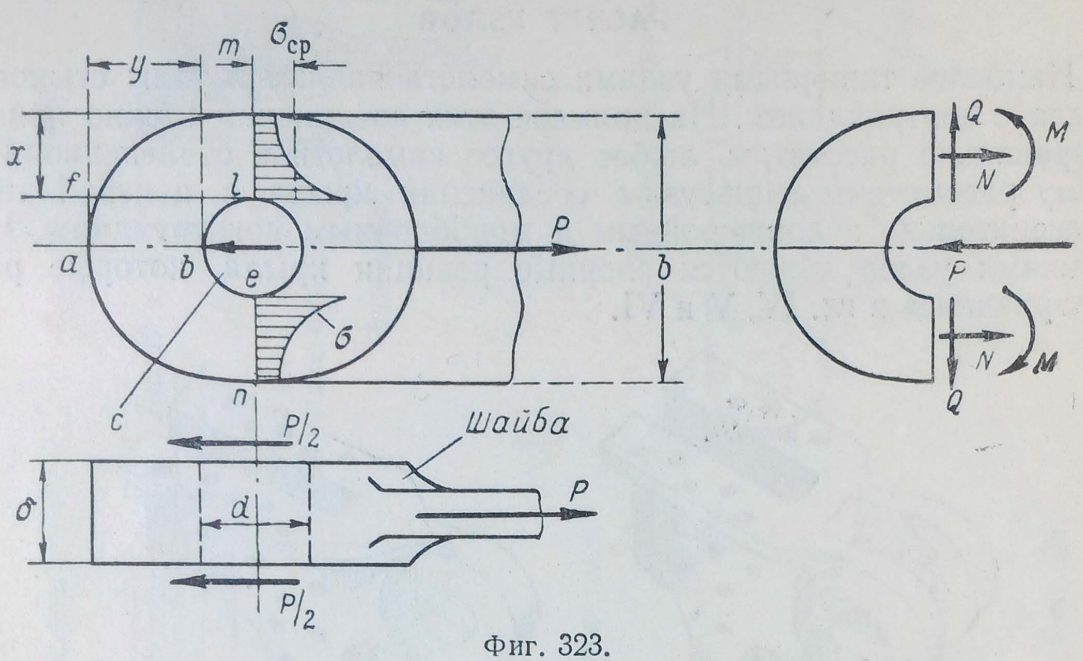
$$\mu = 0{,}65,$$

для подвижных соединений (шарниры управления)

$$\mu=0{,}2.$$

Значительное снижение напряжения смятия (коэффициент μ), вследствие подвижности соединения зависит от разработки отверстия. Для увеличения площади смятия уха под болтом часто применяют шайбы, которые приваривают к уху или выфрезеровывают (фиг. 323).

Расчет уха от действия силы P представляет собой сложную задачу. При статических испытаниях чаще всего ухо разру-



Фиг. 323.

шается по сечению mn от основной деформации разрыва. В этом сечении действуют осевые силы N, уравновешивающие силу P, поперечные силы Q и изгибающие моменты M. Силы Q и моменты M являются в соответствии со статикой лишними. Для их определения применяются уравнения деформации. В результате расчета статически неопределимой задачи получается криволинейная эпюра нормальных напряжений σ от изгиба кривого бруса. Судить о разрушении уха по σ_{max}, полученному теоретически, нельзя, так как обычно применяемые уравнения деформации справедливы в пределе пропорциональности. При разрушении необходимо учитывать пластичность материала. Этим объясняется несовпадение данных опыта с результатами теоретических расчетов. Для практических целей удобно пользоваться результатами эксперимента. Опыты, проведенные над большим количеством образцов, показали, что независимо от характера разрушения (разрыв по сечению mn, ab, ce или срез по плоскости fl) расчет можно производить только на разрыв по сечению mn по средним напряжениям

$$\sigma_{ср}=\frac{P}{2x\delta k}\leqslant\sigma_b,$$

где k — коэфициент, учитывающий перенапряжение в отдельных точках сечения.

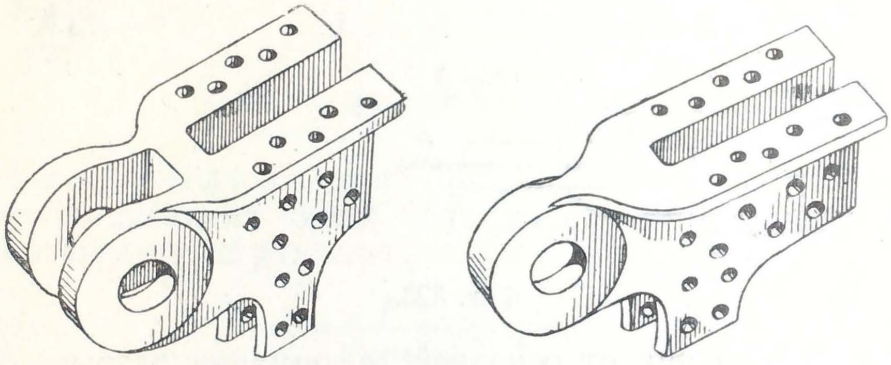
В результате обработки испытаний получено для коэффициента k следующее выражение:

$$k = 0{,}565 + 0{,}46\frac{y}{x} - 0{,}1\frac{b}{d} \leqslant 1. \qquad (282)$$

Как видно, увеличение отношения $\frac{y}{x}$ повышает прочность ушка. Для ушков, у которых $\frac{y}{x} = 1$ и $\frac{b}{d} = 2$, коэффициент $k \approx 0{,}8$.

РАСЧЕТ УЗЛОВ

Наиболее типичными узлами самолета являются узлы стыковки крыла с центропланом. На примере этих соединений можно понять и правильно рассчитать любое другое самолетное сочленение. Поэтому рассмотрим лишь узлы соединения крыла с центропланом применительно к лонжеронным и моноблочным конструкциям. Нагрузками узлов являются опорные реакции крыла, которые рассматривались в гл. IV, V и VI.



Фиг. 324.

Узел лонжерона с тавровым поясом. Этот узел представляет собой фрезерованную вилку или ухо из хромансиля, соединяющие узел с полочкой и стенкой таврика, а также и со стойкой лонжерона (фиг. 324). Болты, крепящие узел к полочке таврика, бывают односрезными или двухсрезными (фиг. 325,*а* и *б*). В некоторых конструкциях узел выполняется за одно целое с поясом (фиг. 326).

На фиг. 325,*а* и 327 показаны нагрузки, действующие на верхний узел переднего лонжерона двухлонжеронного крыла:

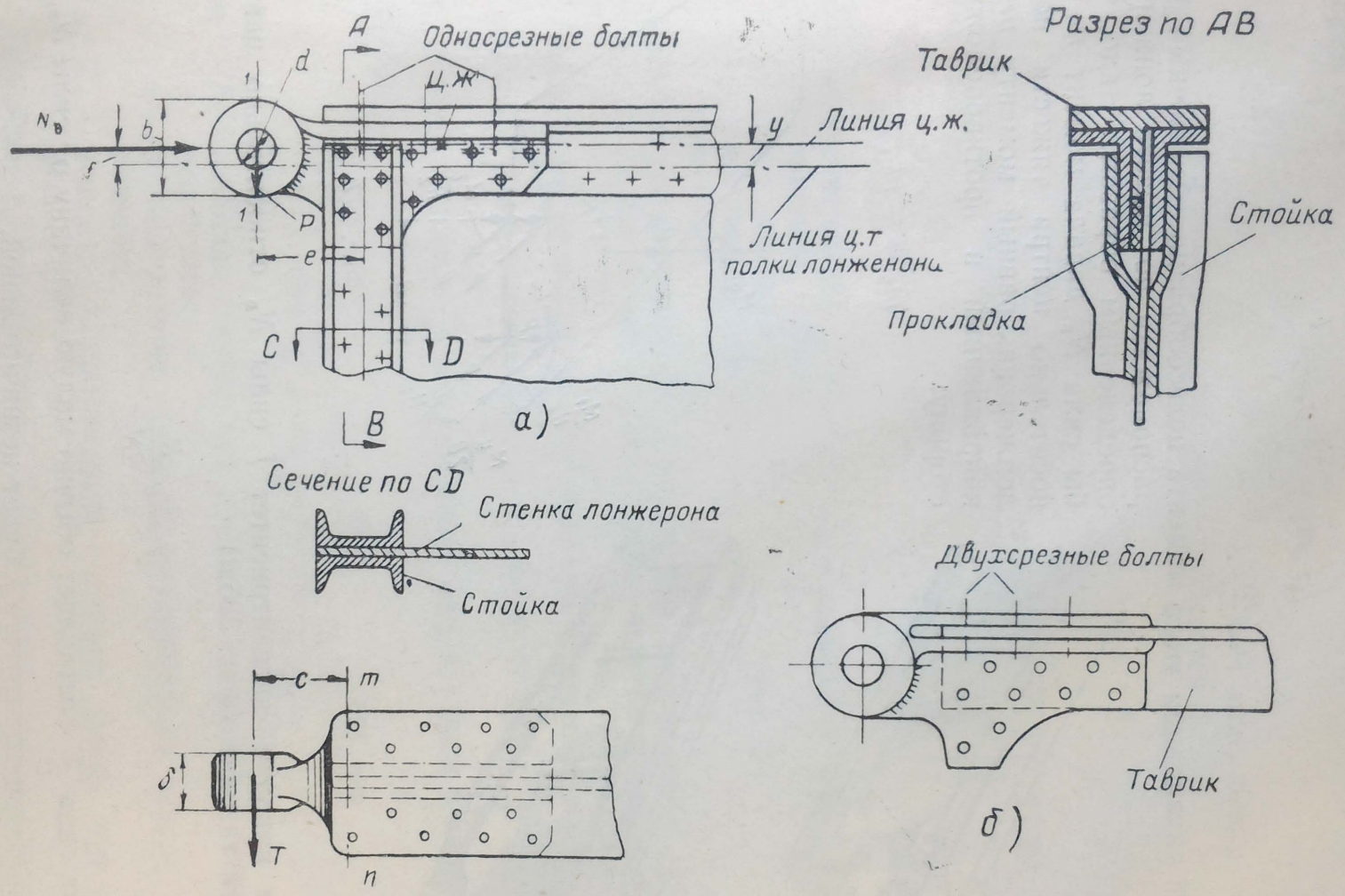
$$N_в = \frac{M_1}{H_1} + \frac{M_y}{2B},$$

$$P = 0{,}5R_1,$$

и

$$T = 0{,}25Q_x,$$

где M_1 и R_1 — изгибающий момент и реакция переднего лонжерона;
M_y и Q_x — изгибающий момент и сила в плоскости крыла.


Односрезные болты
Ц.Ж.
Линия ц.ж.
Линия ц.т
полки лонженона
Разрез по АВ
Таврик
Стойка
Прокладка
а)
Сечение по CD
Стенка лонжерона
Стойка
Двухсрезные болты
Таврик
б)

Фиг. 325.

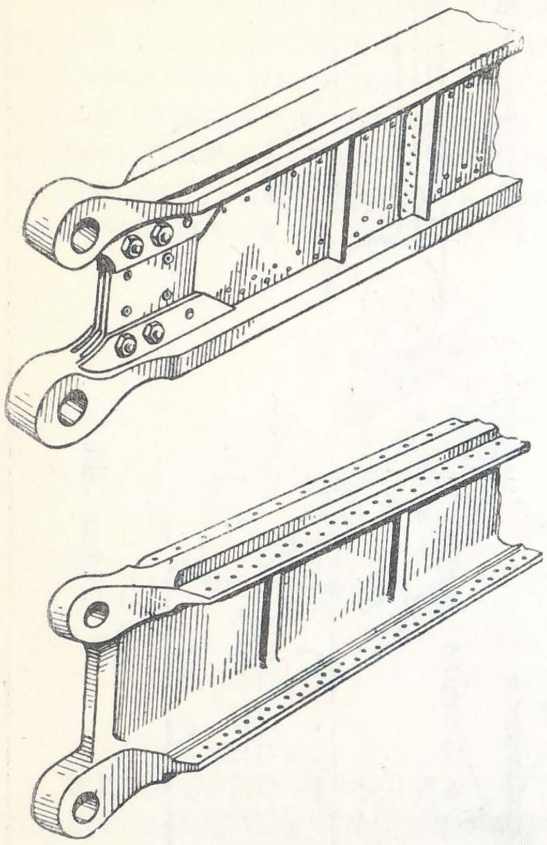
О расположении болтов соединения консоли с центропланом надо сказать следующее. Сила $P=\frac{R_1}{2}$ воспринимается стойкой лонжерона, создавая изгибающий момент

$$m_1=\frac{R_1}{2}e,$$

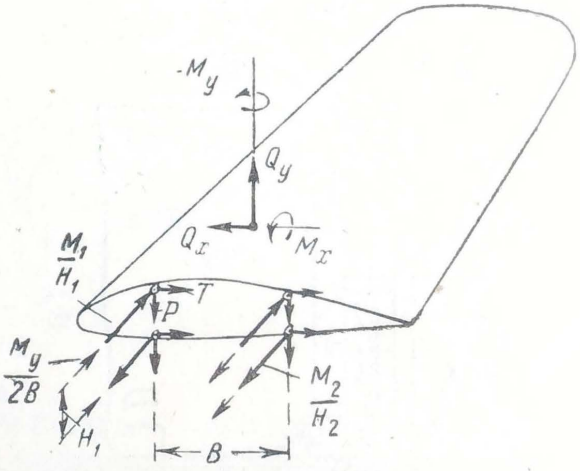
где e — плечо силы $P=\frac{R_1}{2}$.

Для ликвидации этого момента целесообразно стыковочный болт расположить по высоте лонжерона определенным образом. Надо, чтобы сила $N_в$ давала момент m_2 относительно центра тяжести полки лонжерона, равный моменту m_1 и направленный в противоположную сторону:

$$m_2=-m_1,$$



Фиг. 326.



Фиг. 327.

откуда находим эксцентриситет f силы $N_в$ относительно центра тяжести таврика (фиг. 325,*а*)

$$f=e\frac{R_1}{2N_в}.$$

Так как сила $\frac{R_1}{2}$ составляет обычно малую величину от силы $N_в$, то величина эксцентриситета f будет незначительной.

Болты, соединяющие узел с полкой лонжерона, следует располагать так, чтобы их центр жесткости лежал на линии центра тяжести пояса лонжерона-таврика. Этим самым будут в меньшей степени загружены болты.

Расчет стыковочного болта следует производить от силы

$$R=\sqrt{N_в^2+\left(\frac{R_1}{2}\right)^2}\approx N_в$$

на срез

$$\tau=\frac{R}{2\left(\frac{\pi d^2}{4}\right)}\leqslant\tau_b,$$

где цифра 2 учитывает наличие двух плоскостей среза.

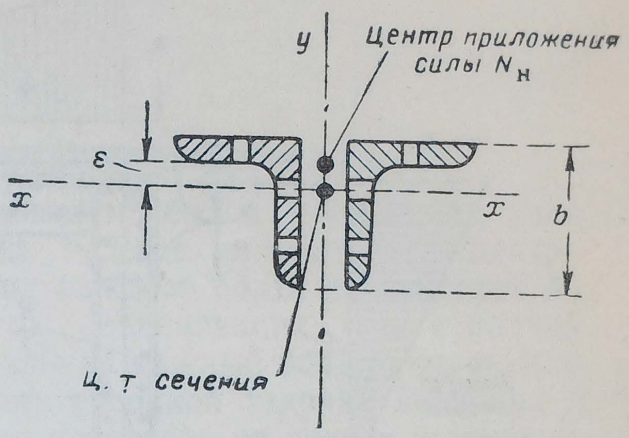
Толщина ушка δ проверяется на смятие

$$\sigma_{см}=\frac{R}{d\delta}\leqslant\sigma_b$$

и на разрыв по сечению *1—1* (фиг. 325,*а*)

$$\sigma=\frac{N_в}{\delta(b-d)k}\leqslant\sigma_b,$$

где k — подсчитывается по уравнению (282) или принимается приближенно равным 0,8.



Фиг. 328.

Нижнее ухо рассчитывается на разрыв для случая *A′*, а верхнее для случая *Д*. Ввиду этого можно сэкономить на толщине верхнего уха.

Вилку узла (фиг. 325 и 328) поверяем в сечении *mn* на разрыв от силы $N_н$ (для нижнего уха) и на изгиб от силы $\frac{R_1}{2}$ на плече c и от силы T на плече $\frac{c}{2}$ (считая ушко защемленным в вилке и лонжероне):

$$\sigma=\frac{N_н}{F}+\frac{N_н\varepsilon+\frac{R_1}{2}c}{W_x}+\frac{T}{2}\frac{c}{W_y},$$

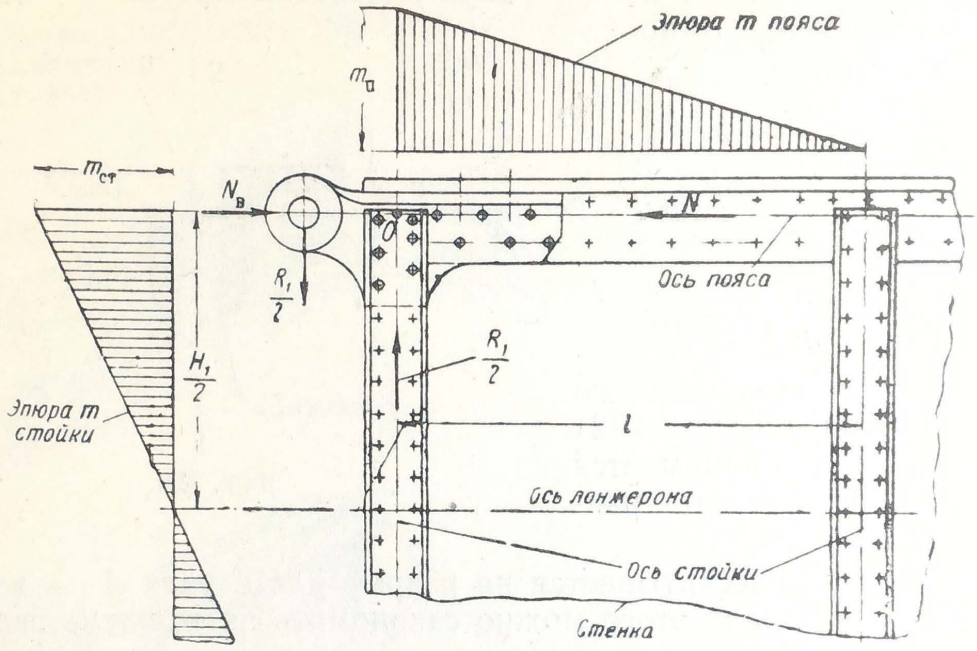
где F — площадь сечения уха с учетом ослабления отверстиями под болты;

ε — эксцентриситет силы $N_н$ относительно центра тяжести сечения;

W_x и W_y — моменты сопротивления сечения ушка относительно осей x и y.

Перейдем к расчету болтов, соединяющих узел с лонжероном. При этом будем рассматривать общий случай, когда относительно точки O (фиг. 329) пересечения линий центра тяжести пояса и стойки лонжерона действует момент m от сил $N_в$ и $\frac{R_1}{2}$. Можно

принять, что этот момент распределяется между поясом и стойкой лонжерона пропорционально их жесткостям изгиба (EI) и обратно пропорционально их длинам. Такое распределение получается из условия равенства углов поворота стойки и пояса при их изгибе. Для стойки длина будет $\frac{H_1}{2}$, так как на ее середине изгибающий момент равен нулю. Для пояса длина l равна расстоянию между ближайшими стойками лонжерона. Если материалы пояса и стойки лонжерона одинаковы, то



Фиг. 329.

изгибающий момент стойки

$$m_{ст} = \frac{m}{1 + k_ж},$$

а изгибающий момент пояса

$$m_п = m - m_{ст},$$

где

$$k_ж = \frac{I_п}{I_{ст}} \frac{H_1}{2l},$$

$I_п$ и $I_{ст}$ — моменты инерции сечений пояса и стойки.

Для большей разгрузки пояса от изгиба желательно увеличить момент инерции сечения стойки.

По моментам $m_{ст}$ и $m_п$ строят эпюры изгибающих моментов для стойки и пояса лонжерона (фиг. 329). Эти эпюры являются исходными данными для расчета болтов соединения стойки и отдельно пояса с узлом.

Болты соединения стойки с узлом рассчитываются от силы $\frac{R_1}{2}$ и момента, взятого из эпюры изгибающих моментов стойки. Даль-

нейший расчет сводится к определению составляющих сил на болты от действия силы $\frac{R_1}{2}$ и от момента $m_{ст}$. Прочность отдельного болта проверяется по полной силе, которая получается геометрическим суммированием составляющих сил:

от действия $\frac{R_1}{2}$ на каждый болт

$$P_1 = \frac{R_1}{2} \frac{d^2}{\sum d^2},$$

а от действия момента $m_{ст}$

$$P_2 = m_{ст} \frac{rd^2}{\sum r^2 d^2},$$

где d — диаметр болта;

r — расстояние от центра жесткости соединения до болта *.

Силу $N_в$ и момент $m_п$ воспринимают болты соединения узла с поясом лонжерона. Расчет также ведется относительно центра жесткости. Центр жесткости и силы каждого болта от действия $N_в$ определяются с учетом всех болтов, соединяющих узел с полкой лонжерона. При определении же силы на каждый болт от $m_п$ можно считать для болтов соединения узла с полкой таврика величину r постоянной и равной расстоянию по вертикали от центра жесткости соединения до полки таврика. Этим самым мы пренебрегаем силами отрыва болтов от полки таврика и давлением на нее узла. Это допущение оправдывается малой жесткостью изгиба полки таврика по сравнению с жесткостью среза болтов. Геометрическим суммированием сил болтов от действия $N_в$ и $m_п$ получаем полную силу, на которую проверяется прочность каждого болта.

В том случае, когда момент от сил $N_в$ и $P = \frac{R_1}{2}$ относительно точки O равен нулю (наличие эксцентриситета f, см. фиг. 325), работа узла остается прежней с той лишь разницей, что $m_{ст} = m_п = 0$. При несовпадении сил реакции $\frac{R_1}{2}$ или $N_в$ соответственно со стороны стойки и пояса с центром жесткости болтового соединения возникнут местные изгибы стойки или пояса на участке длины узла. От этих моментов возникают силы на болтах, порядок определения которых такой же, как от действия $m_{ст}$ и $m_п$.

В стреловидном крыле, когда бортовая нервюра является элементом крыла, сила N воспринимается поясом лонжерона и бортовой нервюры (фиг. 330,*а*). Когда бортовая нервюра является частью фюзеляжа, стыковку удобно проводить вертикальными болтами (фиг. 330,*б*).

Узел с горизонтальной базой. Иногда при малой высоте лонжерона удобно стыковать, как указано на фиг. 331.

---

* Центр жесткости совпадает с центром тяжести площадей сечения болтов (из условия среза болтов).

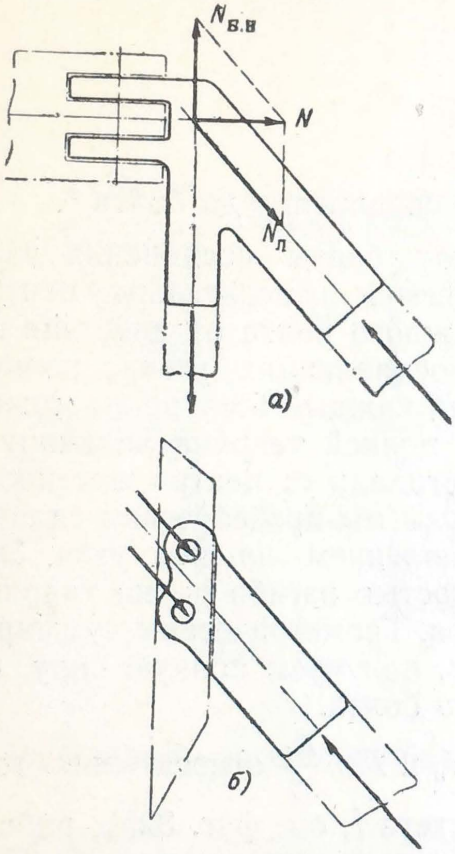
В этом случае узел можно рассматривать как консольную балку, нагруженную силами

$$P_1=\frac{M}{l}$$

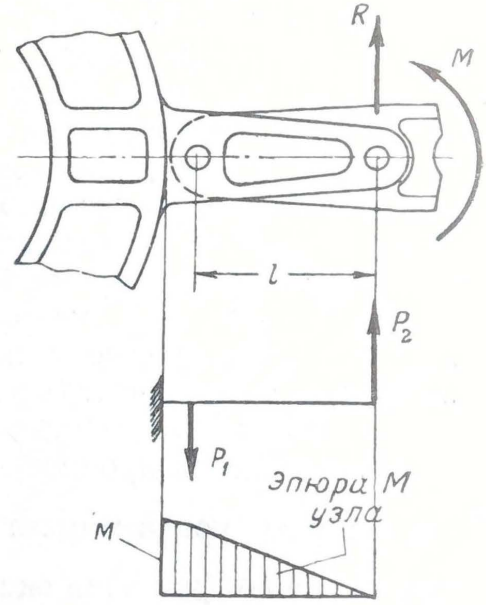
и

$$P_2=P_1+R.$$

Узел крепления вспомогательного лонжерона крыла. Примерный вид конструкции такого узла изображен на фиг. 332. Этот узел изготовляют из стального листа, к которому приваривают две шайбы для увеличения площади смятия под стыковочный болт. С лонжероном узел соединяют болтами или заклепками.



Фиг. 330.



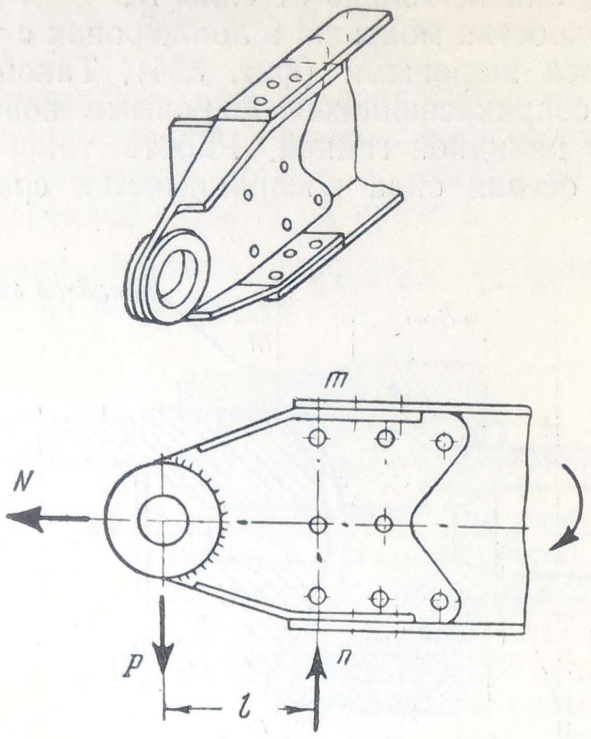
Фиг. 331.

Расчет узла от сил N и P производится следующим образом. Стыковочный болт проверяют на срез от равнодействующей силы

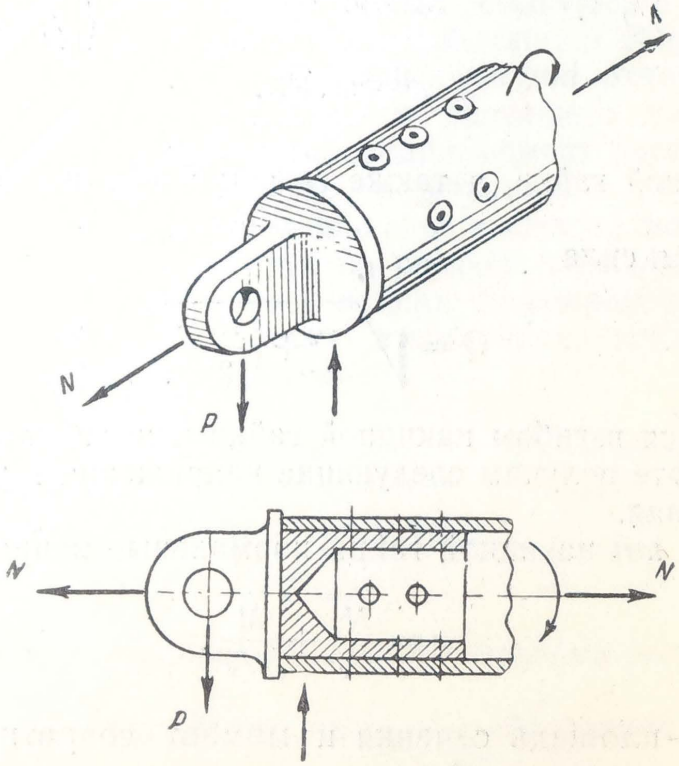
$$R=\sqrt{N^2+P^2}.$$

От этой же силы проверяют прочность ушка на разрыв с учетом коэффициента k, определяемого по формуле (282), и толщину ушка на смятие. Сила R является исходной величиной для проверки прочности болтов (заклепок) соединения узла с лонжероном. Кроме того, следует проверить прочность сечения mn на разрыв от действия осевой силы N и на изгиб — от момента $M=Pl$.

Лонжерон с трубчатым поясом. Этот узел конструктивно представляет собой точеный стакан с фрезерованным ухом или вилкой (фиг. 333). Стакан заклепками или болтами соединяют с поясом лонжерона. Нагружение и расчет узла производится



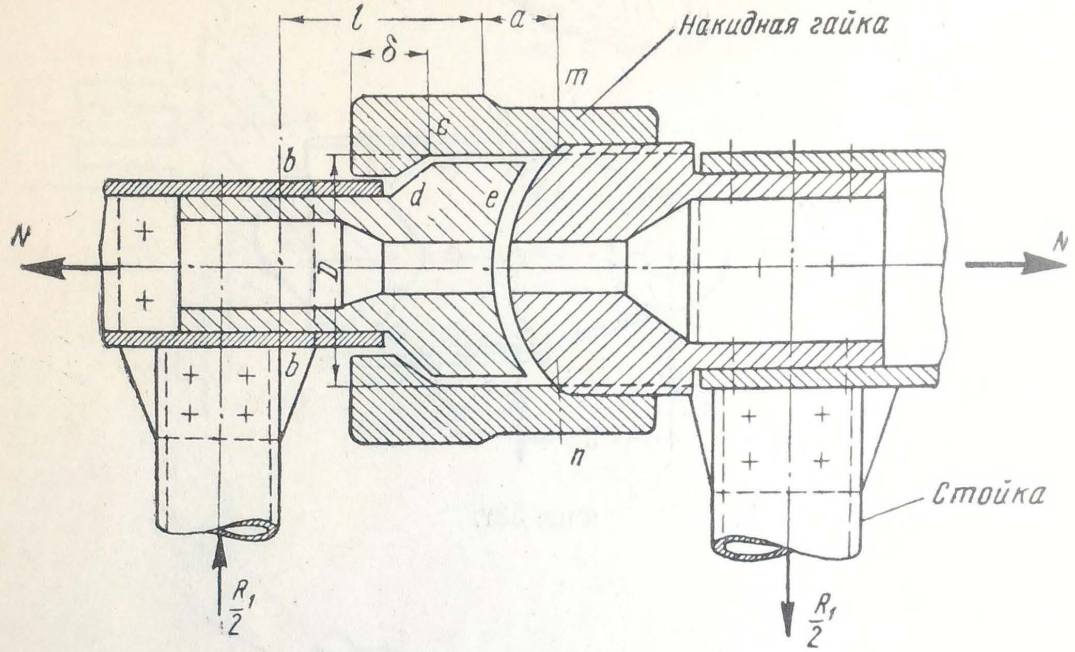
Фиг. 332.



Фиг. 333.

по аналогии с узлом, изображенным на фиг. 325 и 327. Отличие состоит в том, что заклепки, соединяющие стакан с трубой, рассчитываются на срез и смятие только от силы N.

Иногда для удобства монтажа в лонжеронах с трубчатым поясом узлы выполняются шаровыми (фиг. 334). Такой узел состоит из двух стаканов, соприкасающихся шаровыми поверхностями, которые стягиваются накидной гайкой. Работа такого узла несложна. Растягивающая осевая сила воспринимается срезом резьбы, раз-



Фиг. 334.

рывом накидной гайки, а также срезом и смятием буртика накидной гайки.

Поперечная сила

$$Q=\sqrt{T^2+\left(\frac{R_1}{2}\right)^2}$$

воспринимается изгибом накидной гайки и изгибом стаканов.

В результате получим следующие напряжения в расчетных сечениях соединения.

В сечении mn накидной гайки нормальные напряжения

$$\sigma=\frac{N}{F_г}+\frac{M}{W_г},$$

где $F_г$ и $W_г$ — площадь сечения и момент сопротивления изгибу сечения гайки;

$M=Qa$ — изгибающий момент в сечении mn гайки;

a — расстояние от середины опорной поверхности левого стакана до сечения mn.

В сечении bb левого стакана нормальные напряжения

$$\sigma = \frac{N}{F_{ст}} + \frac{M_b}{W_{ст}},$$

где $F_{ст}$ и $W_{ст}$ — площадь и момент сопротивления сечения bb стакана с трубой — поясом лонжерона;

M_b — изгибающий момент в сечении bb от действия поперечной силы Q на плече l.

Касательные напряжения в кольцевых сечениях bc гайки и de стакана определяются по формуле

$$\tau = \frac{N}{\pi D \delta},$$

где D и δ — диаметр и ширина кольца среза.

Затем необходимо произвести проверку на смятие по кольцевой поверхности cd гайки и стакана, а также проверку резьбы на срез.

Моноблочные крылья. В моноблочном крыле (фиг. 335,*а*) консоли стыкуются с центропланом фитингами (фиг. 335,*б*) со специальными гнездами для размещения болтов или угольниками (фиг. 335,*в*). В случае гофрированного подкрепления обшивки встречается стыковка фитингами, показанными на фиг. 336.

Рассмотрим работу указанных соединений. Нагрузка с консоли передается на центроплан через болты, стыкующие фитинги или угольники друг с другом. Кроме того, работают и болты узлов лонжеронов. Определим силы стыковочных болтов отдельно от изгибающего момента, поперечной силы и крутящего момента, действующих в сечении разъема. Изгибающий момент передается растяжением болтов, узлов лонжеронов и фитингов в растянутой зоне крыла и упором фитингов или угольников в сжатой зоне. Указанные силы определяются из известных по расчету нормальных напряжений σ в обшивке, стрингерах и поясах лонжеронов. Стыкующие фитинги или угольники работают в условиях, изображенных на фиг. 337. Сила, разрывающая болт

$$N = \sigma \delta t \frac{a}{b},$$

а сила, срезывающая болт (см. фиг. 335,*а*),

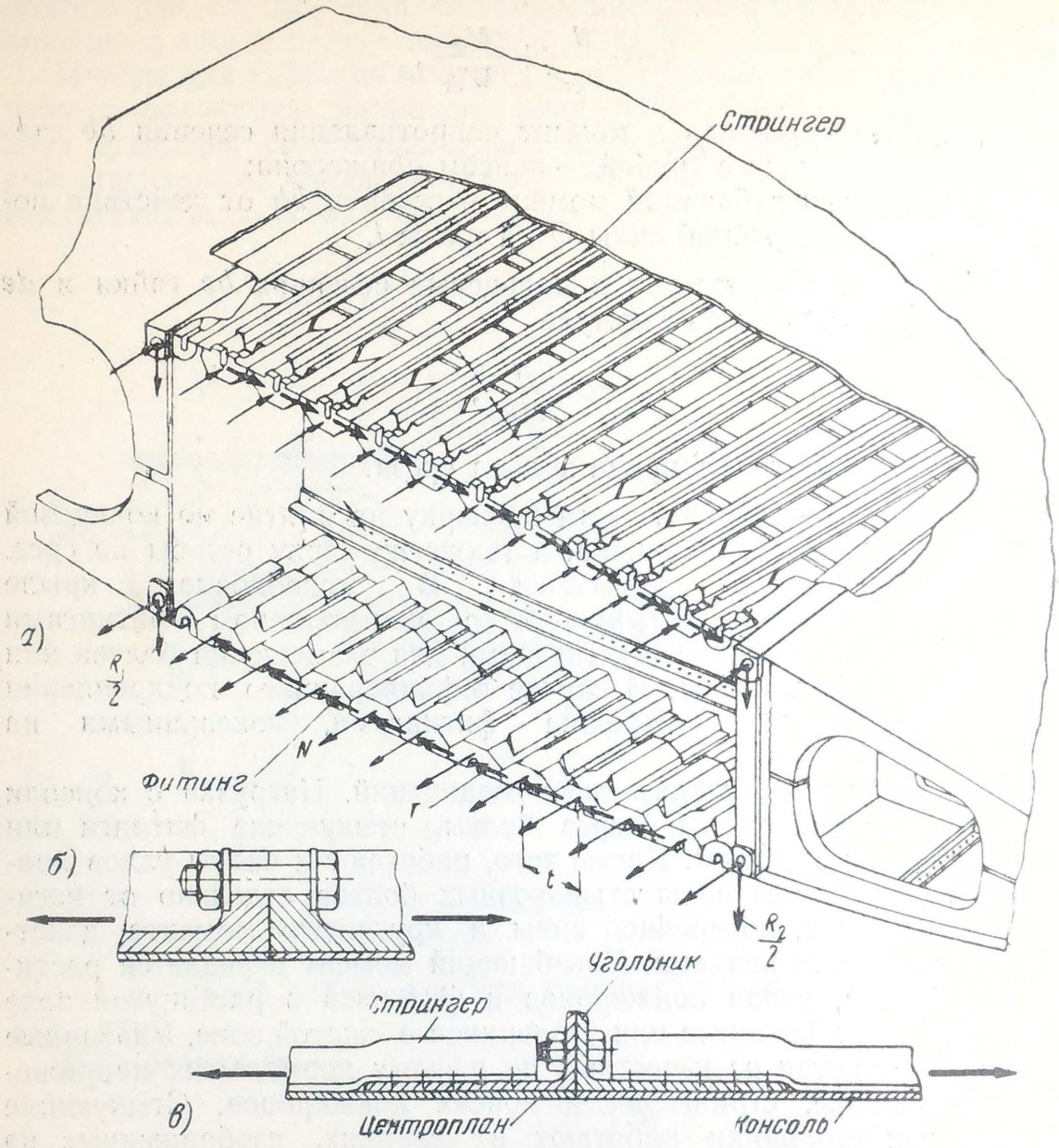
$$T = qt,$$

где σ — нормальное напряжение, определяемое из расчета крыла на изгиб;

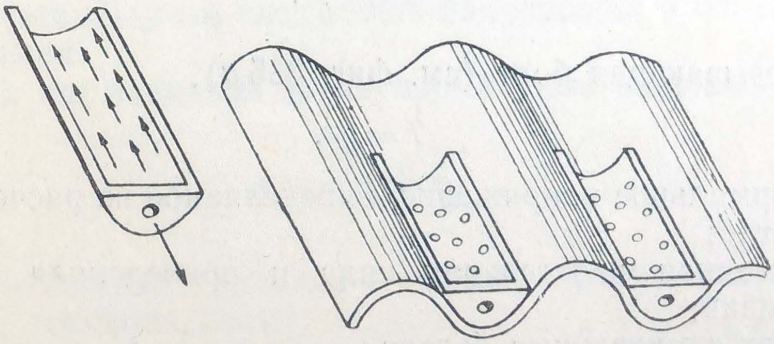
q и δ — погонная касательная сила и приведенная толщина обшивки;

t — шаг стыковочных болтов.

Для стреловидного крыла при разъеме его по борту фюзеляжа значения σ и q надо определять по формулам (96) и (97).



Фиг. 335.

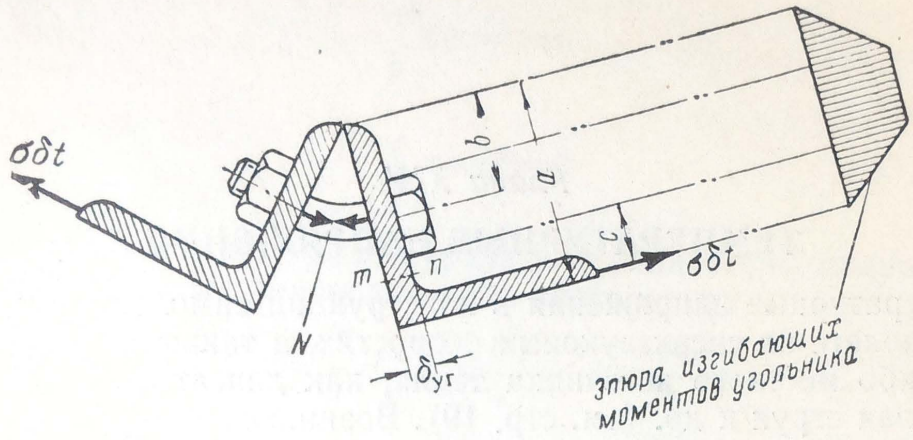


Фиг. 336.

Зная силы, проверяем болт по третьей теории прочности

$$\sigma_{\text{привед}} = \frac{1}{F}\sqrt{N^2 + 4T^2} \leqslant \sigma_b,$$

где F — площадь сечения болта.



Фиг. 337.

Затем находим напряжение болта в сечении на участке резьбы

$$\sigma_p = \frac{N}{F'},$$

где F' — площадь сечения болта по внутреннему диаметру резьбы.

Наконец, определяем напряжение изгиба угольника в его сечении mn (фиг. 337)

$$\sigma_{\text{уг}} = \frac{M}{W} = 6\frac{\sigma\delta c}{\delta_{\text{уг}}^2},$$

которые должны быть меньше разрушающих напряжений материала.

Глава XIV

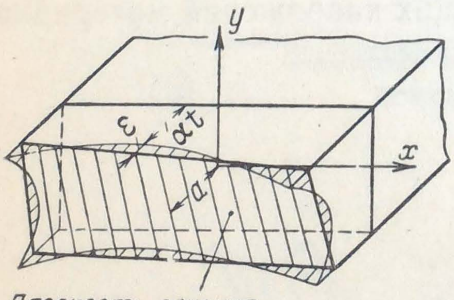
ТЕМПЕРАТУРНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ

Температурные напряжения в конструкции самолета получаются при его полете на сверхзвуковых скоростях, а также от воздействия какого-либо местного источника тепла, как двигатель, его выхлопная газовая струя и др. (см. стр. 19). Возникновение указанных напряжений обусловливается градиентом температур и разнородностью материалов конструкции. Являясь самоуравновешивающимися, температурные напряжения становятся незначительными при появлении в конструкции пластических деформаций, вызванных внешними силами. Однако при действии эксплуатационных нагрузок необходимо проверить, чтобы сумма напряжений от внешних сил и воздействия температуры не превосходила предела пропорциональности.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИИ

Для определения температурных напряжений предположим вначале, что поперечные сечения конструкции (крыла, фюзеляжа и др.) при нагреве остаются плоскими (фиг. 338). В таком случае продольная деформация любой точки сечения будет

$$\varepsilon = a + bx + cy - \alpha t,$$



Фиг. 338.

где αt — деформация, обусловленная температурой t и коэффициентом линейного расширения α произвольной точки сечения с координатами x и y;

a, b, c — деформации, определяющие плоскость поперечного сечения после нагрева.

Соответственно деформациям ε в любом поперечном сечении конструкции возникнут самоуравновешивающиеся нормальные температурные напряжения

$$\sigma = \varepsilon E.$$

Постоянные a, b и c, входящие в выражения для ε, находим из уравнения равновесия сил

$$\int_F \sigma\, dF = 0$$

и уравнений моментов относительно главных осей

$$\int_F \sigma y\, dF = 0$$

и

$$\int_F \sigma x\, dF = 0$$

Подставляя выражение σ в уравнения равновесия, получим после преобразований следующие значения постоянных:

$$a = \frac{N}{F}; \quad b = \frac{M_y}{I_y}, \quad c = \frac{M_x}{I_x}$$

и величину напряжения

$$\sigma = \left(\frac{N}{F} + \frac{M_x}{I_x} y + \frac{M_y}{I_y} x - E_0 \alpha t\right)\varphi, \qquad (283)$$

где

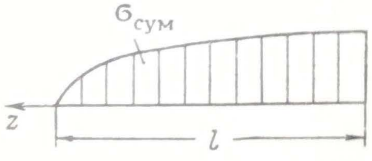
$$N = E_0 \int_F \alpha t \varphi\, dF; \quad M_x = E_0 \int_F \alpha t y \varphi\, dF; \quad M_y = E_0 \int_F \alpha t x \varphi\, dF;$$

$$F = \int_F \varphi\, dF; \quad I_x = \int_F y^2 \varphi\, dF; \quad I_y = \int_F x^2 \varphi\, dF;$$

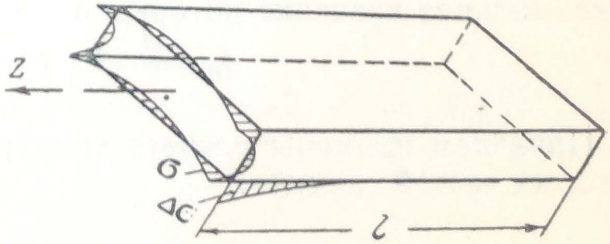
$\varphi = \frac{E}{E_0}$ — редукционный коэффициент;

E_0 — модуль упругости материала, принятого за основной.

Таким образом, расчет температурных напряжений сводится к обычному расчету на действие внецентренной продольной силы N и создаваемых ею изгибающих моментов M_x и M_y.



Фиг. 339.



Фиг. 340.

В уравнении (283) не учитывается изменение напряжений по длине конструкции. В действительности напряжения меняются по длине, спадая до нуля на свободном конце (фиг. 339).

Для полного решения задачи необходимо рассчитать конструкцию от самоуравновешивающихся напряжений σ, полученных по уравнению (283) и приложенных в концевом сечении с обратным знаком (фиг. 340).

Возникающие при этом дополнительные самоуравновешивающиеся напряжения $\Delta\sigma$ затухают по длине конструкции по закону гиперболического синуса

$$\Delta\sigma = -\sigma \frac{\operatorname{sh} kz}{\operatorname{sh} kl}, \tag{284}$$

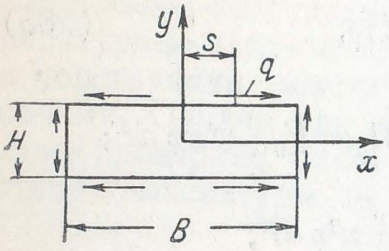
где k — коэффициент затухания, значение которого определяется из условия минимума потенциальной энергии U деформации конструкции $-\frac{\partial U}{\partial k} = 0$.

Значение коэффициента k зависит от типа конструкции.

Имея напряжения σ и $\Delta\sigma$, находим суммарные напряжения в любом сечении

$$\sigma_{сум} = \sigma + \Delta\sigma. \tag{285}$$

Соответственно $\Delta\sigma$ в поперечных сечениях конструкции возникают самоуравновешивающиеся погонные касательные силы q (фиг. 341), которые определяются из условия равновесия по известным $\Delta\sigma$:



Фиг. 341.

$$q = \int_s \delta \frac{d(\Delta\sigma)}{dz} ds + q_0,$$

где δ и s — приведенная толщина обшивки и длина дуги контура;

q_0 — постоянная погонная касательная сила, возникающая в месте надреза замкнутого контура — начале отсчета интеграла по длине контура s.

Учитывая выражение (284), найдем касательные силы:

$$q = -k \frac{\operatorname{ch} kz}{\operatorname{sh} kl} \int_s \delta\sigma \, ds + q_0,$$

максимальное значение которых будет в концевом сечении при $z = l$

$$q_{max} = -k \int_s \delta\sigma \, ds + q_0. \tag{286}$$

Приведем примеры расчета температурных напряжений для некоторых частей самолета.

Крыло

Определим температурные напряжения в корневом и концевом сечениях моноблочного крыла самолета, летящего на высоте 20 *км* со скоростью, соответствующей числу $M = 2{,}5$, с постоянной температурой конструкции.

Дано: сечение крыла прямоугольное (фиг. 342,*а*) следующих размеров: $B = 1{,}5$ *м*; $H = 0{,}18$ *м*, $\delta_{об} = 1{,}5$ *мм*, $\delta_{ст} = 3$ *мм*, приведенная толщина обшивки $\delta = 2$ *мм*, площадь пояса лонжерона $F_п = 10$ *см*^{2}. Материал обшивки, стрингеров и стенок лонжеронов — дуралюмин, а поясов лонжеронов — сталь.

Решение: Определим по графику фиг. 21 температуру конструкции $t = 150°$ С. Соответственно указанной температуре находим по справочным дан-

ным $E_{дур}=5{,}7\cdot10^5$ *кг/см²*, $E_{стали}=1{,}95\cdot10^6$ *кг/см²* и коэффициенты линейного расширения $\alpha_{дур}=22\cdot10^{-6}$ и $\alpha_{стали}=11\cdot10^{-6}$.

Принимая за основной материал сталь ($E_0=E_{стали}$), будем иметь следующие редукционные коэффициенты:

$$\varphi_{стали}=1$$

и

$$\varphi_{дур}=\frac{E_{дур}}{E_{стали}}=\frac{5{,}7\cdot10^5}{1{,}95\cdot10^6}=0{,}292.$$

Находим продольную силу

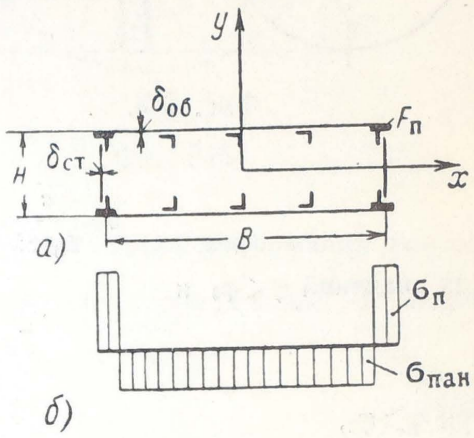
$$N=E_0\sum\alpha t\varphi\Delta F=1{,}9510^6\cdot150\cdot10^{-6}\,[4\cdot11\cdot10+2\cdot0{,}292\cdot22\,(150\cdot0{,}2+18\cdot0{,}3)]=$$

$$=262\,000\ кг.$$

Вследствие симметрии сечения имеем $M_x=M_y=0$.

Вычисляем редуцированную площадь поперечного сечения крыла

$$F=\Sigma\varphi\Delta F=4\cdot10+2\cdot0{,}292\,(150\cdot0{,}2+18\cdot0{,}3)=$$
$$=60{,}6\ см^2.$$



Фиг. 342.

По формуле (283) находим напряжения в стальных поясах

$$\sigma_п=\frac{262\,000}{60{,}6}-1{,}95\cdot10^6\cdot11\cdot10^{-6}\times$$
$$\times150=1100\ кг/см^2$$

и в дуралюминовых панелях и стенках (фиг. 342,*б*)

$$\sigma_{пан}=\sigma_{ст}=\left(\frac{262\,000}{60{,}6}-1{,}95\cdot10^6\cdot22\cdot10^{-6}\times\right.$$
$$\left.\times150\right)0{,}292=-620\ кг/см^2.$$

Определим по формуле (286) максимальные погонные касательные силы в обшивке $q_{об\,max}$ и в стенке $q_{ст\,max}$. Учитывая симметрию сечения и отсчитывая величины s от оси y (фиг. 342), получим

$$q_0=0,$$

$$q_{об\,max}=\frac{B\delta}{2}k\sigma_{пан}$$

и

$$q_{ст\,max}=\frac{H\delta_{ст}}{2}k\sigma_{ст}.$$

Вычисляя коэффициент k приближенно, как указано на стр. 78,

$$Bk=2{,}13\sqrt{\frac{\delta_{об}}{\delta}\left(1+\frac{B\delta E_{дур}}{2F_п E_{стали}}\right)}=2{,}2,$$

получим

$$q_{об\,max}=137\ кг/см\quad и\quad \tau_{об\,max}=\frac{137}{0{,}15}=915\ кг/см^2,$$

а также

$$q_{ст\,max}=24\ кг/см\quad и\quad \tau_{ст\,max}=\frac{24}{0{,}3}=80\ кг/см^2.$$

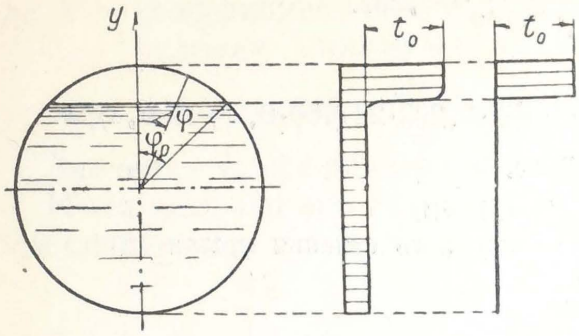
Из найденных цифр следует, что в результате разнородности материала конструкции и постоянной температуры получились довольно значительные нормальные и касательные температурные напряжения.

Фюзеляж

В фюзеляже вследствие однородности материала конструкции температурные напряжения, обусловленные градиентом температур, получаются обычно незначительными.

Однако в отдельных случаях они могут достигать существенных величин.

Рассмотрим для примера отсек фюзеляжа кругового сечения, частично заполненный жидкостью (фиг. 343). По высоте сечения температура получается резко переменной, а по длине отсека ее можно принять постоянной. Соответственно указанному изменению температуры в сечении отсека возникнут значительные температурные напряжения. Эти напряжения следует определять, учитывая только избыточную температуру обшивки t_0 в свободной от жидкости части отсека.



Фиг. 343.

Для простоты расчета примем избыточную температуру постоянной и равной t_0. Учитывая симметрию температуры относительно оси y, найдем из уравнения (283) при постоянных E и α

$$\bar{\sigma}=\frac{\sigma}{t_0\alpha E}=\frac{\varphi_0+2\sin\varphi_0\cos\varphi}{\pi}-1$$

для значений $\varphi<\varphi_0$ и

$$\bar{\sigma}=\frac{\varphi_0+2\sin\varphi_0\cos\varphi}{\pi}$$

при $\varphi>\varphi_0$,

где φ_0 — угол уровня жидкости.

Для полного решения задачи прикладываем к концам отсека найденные значения σ с обратным знаком и по уравнениям (284) и (285) находим $\Delta\sigma$, $\sigma_{сум}$ и обусловленные $\Delta\sigma$ касательные напряжения обшивки по выражению (286):

$$\bar{\tau}=\frac{\tau}{t_0\alpha E}=Rk\left(\frac{\varphi_0\varphi+2\sin\varphi_0\sin\varphi}{\pi}-\varphi\right)$$

при значениях $\varphi<\varphi_0$ и

$$\bar{r}=Rk\left(\frac{\varphi_0\varphi+2\sin\varphi_0\sin\varphi}{\pi}-\varphi_0\right)$$

при $\varphi>\varphi_0$.

Здесь по аналогии со сказанным на стр. 191 коэффициент затухания k дополнительных напряжений $\Delta\sigma$ находим по следующей формуле:

$$Rk=\frac{1}{\varphi_0}\sqrt{\frac{\delta_{об}}{\delta}},$$

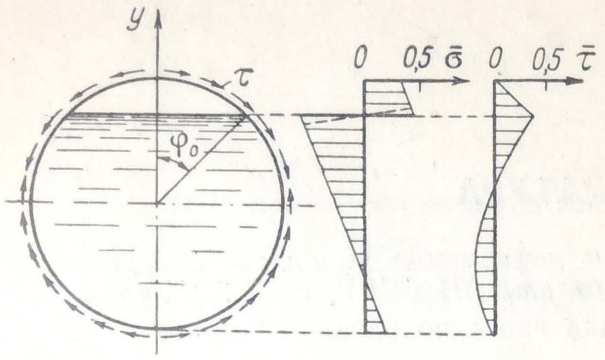
где $\delta_{об}$ и δ — истинная и приведенная толщина обшивки;

l и R — длина и радиус отсека фюзеляжа.

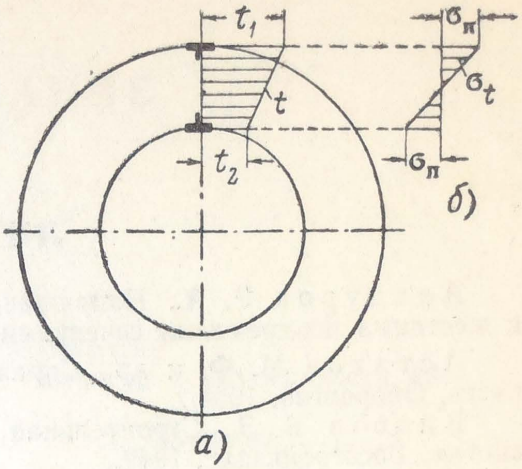
На фиг. 344 даны кривые $\bar{\sigma}$ и $\bar{\tau}$, построенные при $\varphi_0=45°$. Скачкообразное изменение нормальных напряжений обусловлено подобным же характером температуры. В действительности она меняется по сечению плавнее, чему соответствует пунктирная линия на эпюре $\bar{\sigma}$. Из графиков видно, что получаются значительные температурные напряжения. Так, например, для стального отсека при $\delta=\delta_{об}$, $t=300°$ С, $E=1{,}9\cdot10^6$ *кг/см²* и $\alpha=11\cdot10^{-6}$, получим наибольшие напряжения $\sigma_{max}=3560$ *кг/см²* и $\tau_{max}=2160$ *кг/см²*.

Примечание. Выше рассматривался вопрос определения температурных напряжений в поперечных сечениях тонкостенных конструкций крыла

и фюзеляжа. Надо отметить, что эти напряжения практически могут еще возникать в продольных сечениях. В порядке иллюстрации рассмотрим шпангоут двутаврового поперечного сечения (фиг. 345). Допустим, что температура t по высоте шпангоута меняется по линейному закону (фиг. 345,*а*).



Фиг. 344.



Фиг. 345.

В таком случае при постоянных E и α относительная деформация поясов шпангоута будет $\frac{\alpha(t_1 - t_2)}{2}$ и соответствующее напряжение в поясе (фиг. 345,*б*)

$$\sigma_п = \pm \frac{E\alpha (t_1 - t_2)}{2}, \qquad (287$$

где t_1 и t_2 — температуры наружного и внутреннего поясов шпангоута.

Приведем пример определения напряжений в поясах дуралюминового шпангоута при следующих данных: $t_1 - t_2 = 100°$ С; $E = 6 \cdot 10^5$ *кг/см*^{2}; $\alpha = 22 \cdot 10^{-6}$.

Определяем по формуле (287)

$$\sigma_п = \pm \frac{6 \cdot 10^5 \cdot 22 \cdot 10^{-6} \cdot 100}{2} = \pm 660 \text{ кг/см}^2.$$

Следует указать, что $\sigma_п$ возрастает с увеличением разности температур наружного и внутреннего поясов.

ЛИТЕРАТУРА

Ададуров Р. А., Напряжение и деформация цилиндрических оболочек с жесткими поперечными сечениями, Доклады АН СССР, вып. 2, Москва, 1948.

Астахов М. Ф. и др., Справочная книга по расчету самолета на прочность, Оборонгиз, 1954.

Власов В. З., Строительная механика тонкостенных пространственных систем, Госстройиздат, 1949.

Вольмир А. С., Гибкие пластинки и оболочки, ГТТИ, 1956.

Горощенко Б. Т., Динамика полета самолета, Оборонгиз, 1954.

Гроссман Е. П., Курс вибраций частей самолета, Оборонгиз, 1940.

Еленевский Г. С., Строительная механика крыла переменного сечения, Оборонгиз, 1955.

Исследование прочности тонкостенных конструкций крыла и фюзеляжа Сборник переводов под редакцией А. А. Уманского, Оборонгиз, 1938.

Кан С. Н. и Пановко Я. Г., Элементы строительной механики тонкостенных конструкций, Оборонгиз, 1952.

Кан С. Н. и Свердлов И. А., Расчет самолета на прочность, Оборонгиз, 1940 и 1945.

Климов В. И., Расчет открытых оболочек типа авиаконструкций. Оборонгиз, 1957.

Лившиц Я. Д., Строительная механика самолета, Оборонгиз, 1946.

Образцов И. Ф., Расчет оболочек типа кессон стреловидного крыла на основе теории В. З. Власова, Оборонгиз, 1956.

Тимошенко С. П., Теория упругости, ГТТИ, 1934.

Тимошенко С. П., Устойчивость упругих систем, Гостехиздат, 1946.

Феофанов А. Ф., Расчеты тонкостенных конструкций, Оборонгиз, 1953.

Шэнли Р., Основы силового расчета конструкций, под редакцией А. М. Черемухина, Оборонгиз, 1948.

Lahde R. und Wagner H., Versuche zur Ermittlung des Spannungszustandes von Zugfeldern, Luftfahrtforschung, 1936, B. 13, № 8.

Lang A. L. and Bisplinghoff R. L., Some Results of Sweptback Wing Structural Studies, JAS, v. 18, № 11, 1951.

Stein M., Anderson E., Hedgepeth J., NACA, Techn. Note, № 2621, 1951.

Williams M. L., A Review of Certain Analysis Methods for Swept-Wing Structures, JAS, 1952, IX, v. 19, № 9.

Levy S., Structural Analysis and Influence Coefficients for Delta Wings, JAS, 1953, VII, v. 20, № 7.

SAE Preprint, № 142, 1953.

SAE, IV, 1955.

СОДЕРЖАНИЕ

Стр.

Предисловие 3
Введение 5
Глава I. **Нагрузки, действующие на самолет** 7
Горизонтальный полет 7
Криволинейный полет 8
Влияние скорости и высоты полета на перегрузку 11
Зависимость перегрузки от параметров самолета и выносливости летчика 13
Перегрузки при выполнении различных фигур пилотажа 13
Перегрузки при полете в неспокойном воздухе 15
Перегрузки при циклической болтанке 18
О перегрузках беспилотных летательных аппаратов 19
Нагрев самолета 19
Нормы прочности, жесткости и испытания самолета 22
Ограничение скорости полета по условиям прочности 28
Глава II. **Разрушающие напряжения элементов конструкции** 31
Растяжение 31
Сжатие 31
Сдвиг 35
Влияние высоких температур на разрушающие напряжения 37
Глава III. **Нагрузки, действующие на крыло** 39
Определение нагрузки, действующей на крыло 39
Распределение нагрузки по крылу 40
Построение эпюр поперечных сил и моментов крыла 47
Глава IV. **Расчет прямого крыла** 50
Последовательное восприятие воздушной нагрузки элементами конструкции крыла 50
Определение нормальных напряжений и деформаций 51
Определение касательных напряжений и деформаций 59
Учет заделки крыла и вырезов в его обшивке 68
Расчет лонжерона, нервюр и заклепочных швов 80
Глава V. **Расчет стреловидного крыла** 89
Моноблочное крыло с моноблочной подфюзеляжной частью 89
Моноблочное крыло с переломом продольного набора по оси симметрии 105
Моноблочное крыло с однолонжеронной подфюзеляжной частью . . . 107
Моноблочное крыло с внутренним подкосом 110
Подкосное крыло с вырезом в обшивке 112
Моноблочное крыло с двухлонжеронной подфюзеляжной частью . 119
Работа стреловидного крыла с нервюрами по потоку 124
Деформация стреловидного крыла 126
Глава VI. **Расчет треугольного крыла** 129
Крыло с лонжеронами, перпендикулярными фюзеляжу 129
Однолонжеронное крыло 134
Крыло со сходящимися лонжеронами 136
Моноблочное крыло со сходящимися стрингерами и внутренним подкосом 143

Стр

Глава VII. **Элероны, механизация крыла и оперение** 144
Элероны 144
Механизация крыла 145
Хвостовое оперение 151
Влияние упругости частей конструкции самолета на эффективность элеронов и оперения 155

Глава VIII. **Вибрации крыла и оперения** 160
Изгибно-крутильный флаттер крыла 160
Изгибно-элеронный флаттер крыла и флаттер хвостового оперения . 164

Глава IX. **Фюзеляж** 168
Нагрузки, действующие на фюзеляж 168
Последовательное восприятие нагрузок элементами конструкции фюзеляжа 175
Определение напряжений и деформаций фюзеляжа 177
Расчет фюзеляжа на участке выреза и вблизи него 181
Расчет шпангоутов 193
Расчет герметических кабин 204

Глава X. **Подмоторные рамы** 212
Нагрузки, действующие на подмоторные рамы 212
Расчет подмоторных рам 214

Глава XI. **Шасси** 221
Авиационные колеса 221
Амортизаторы 224
Работа жидкостно-воздушного амортизатора 226
Расчет амортизации 232
Работа неправильно заряженного амортизатора 242

Глава XII. **Расчет шасси** 245
Нагрузки, действующие на шасси 249
Расчет шасси балочного типа 250
Расчет шасси с рычажной подвеской колес 259
Шимми носового колеса 263

Глава XIII. **Узловые соединения** 266
Расчет элементов соединения 266
Расчет узлов 272

Глава XIV **Температурные напряжения** 284
Определение температурных напряжений в элементах конструкции . 284
Литература 290

Савелий Нахимович Кан
и *Иосиф Абрамович Свердлов*

РАСЧЕТ САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

Издательский редактор *Л. И. Шейнфайн* Техн. редактор *В. П. Рожин*

Г-41789. Подписано в печать 10/VI 1958 г. Учетно-изд. л. 15,19.
Формат бумаги $60\times92^1/_{16}$. 9,06 бум. л. — 18,13 печ. л.
Цена 9 руб. 45 коп. Тираж 11000. Заказ 767/1579

Типография Оборонгиза

3